

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ

Национальный авиационный университет

**С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак,
С.С. Юцкевич**

**РЕСУРС И ДОЛГОВЕЧНОСТЬ АВИАЦИОННОЙ
ТЕХНИКИ**

Киев 2015

УДК 629.735.017.1“401”(075.8)

ББК 052-021.1я7

Р443

Рецензенты: заведующий отделом высокочастотных методов исследования прочности и дефектности материалов Института проблем прочности им. Г.С.Писаренко НАН Украины, д-р техн. наук *Писаренко Г.Г.*, директор департамента летной годности Государственной авиационной службы Украины *Бильчук А.В.*, доцент кафедры механики Национального авиационного университета, канд. техн. наук *Шевченко О.А.*

Утверждено методическим редакционным советом Национального авиационного университета (протокол № ____ от _____.20__ г.).

Р 443 Ресурс и долговечность авиационной техники: учеб. пособ. / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, С. С. Юцкевич. – К. : НАУ, 2015. – 164 с.

В учебном пособии рассмотрены современные подходы к решению проблемы обеспечения ресурса авиационных конструкций при проектировании и в эксплуатации; проанализированы факторы, определяющие ресурс авиационных конструкций, описана физическая природа разрушения металлов и раскрыта стадийность разрушения, приведены основные положения механики усталостного разрушения.

Для иностранных студентов, которые обучаются по направлению 6.070103 «Техническое обслуживание воздушных суден».

УДК 629.735.017.1“401”(075.8)

ББК 052-021.1я7

Р443

(с) Игнатович С.Р., Карускевич М.В.,
Маслак Т.П., Юцкевич С.С., 2015

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	6
1. Современные концепции обеспечения ресурса авиационных конструкций при проектировании и в эксплуатации	8
2. Факторы, определяющие ресурс авиационных конструкций.....	18
2.1. Циклическое нагружение конструкции самолета.....	18
2.2. Конструктивные и технологические факторы.....	22
2.3. Влияние внешней среды. Коррозия.....	30
3. Физическая природа разрушения металлов. Стадийность разрушения.....	44
3.1. Теоретическая и реальная прочность материалов.....	44
3.3. Дислокации. Внутренние напряжения.....	55
3.4. Физическая природа пластического деформирования.....	64
3.5. Образование микротрещин.....	68
3.6. Стадийность разрушения. Множественное разрушение....	71
4. Усталость авиационных конструкций.....	76
4.1. Проблема усталости в авиации.....	76
4.2. Параметры циклического нагружения.....	79
4.3. Многоцикловая и малоцикловая усталость.....	82
4.4. Влияние режимов нагружения на усталость.....	83
4.5. Суммирование усталостных повреждений.....	86
4.6. Стохастическая природа усталости.....	87
5. Механика усталостного разрушения.....	93
5.1. Коэффициент интенсивности напряжений. Зона пластической деформации у вершины трещины.....	94
5.2. Устойчивые и неустойчивые трещины. Критерии разрушения Гриффитса и Ирвина.....	97
5.3. Рост усталостных трещин. Кинетическая диаграмма усталостного разрушения.....	100
5.4. Особенности распространения малых усталостных трещин.....	104
6. Обеспечение ресурса стареющего парка самолетов.....	108
6.1. Основные понятия и определения.....	109
6.2. Методы прогнозирования ресурсных характеристик авиационных конструкций при многоочаговом повреждении.....	117

7. Усталостные испытания материалов, конструктивных элементов и авиационных конструкций.....	124
7.1. Место усталостных испытаний в процессах создания и эксплуатации воздушных судов.....	124
7.2. Лабораторные испытания образцов материалов и конструктив.....	125
7.3. Натурные испытания авиационных конструкций на прочность и усталость.....	134
8. Контроль усталостной поврежденности авиационных конструкций.....	140
8.1 Методы и средства неразрушающего контроля.....	140
8.2 Надежность обнаружения трещин.....	146
9. Мониторинг технического состояния воздушных судов в эксплуатации.....	152
9.1. Концепция SHM и пути ее реализации.....	153

ВВЕДЕНИЕ

Дисциплина «Ресурс и долговечность авиационной техники» является логическим продолжением курса «Сопротивление материалов», «Материаловедение» и «Теоретическая механика». В рамках данного курса основное внимание уделено циклической прочности – одному из основных факторов, определяющих время безопасной эксплуатации авиационной конструкции.

Несмотря на разработку новых, легких и прочных композиционных материалов, металлы и сплавы остаются основными при производстве самолетов и вертолетов. Однако циклические нагрузки, действующие на конструкцию «металлического» самолета в эксплуатации, приводят к накоплению повреждений, образованию усталостных трещин, их развитию и, в конечном итоге, к разрушению.

Следует отметить, что для авиационной техники, в отличие от объектов общего машиностроения, характерен сравнительно небольшой запас прочности, выраженный коэффициентом безопасности. Это связано с необходимостью обеспечивать весовую эффективность летательного аппарата. Поэтому проблемы усталости, коррозионных повреждений, а также деградации конструкционных материалов должны быть обязательно учтены при проектировании, изготовлении и эксплуатации авиационной техники.

История авиации знает ряд случаев, когда перечисленные выше проблемы приводили к катастрофическим последствиям: разрушение в воздухе самолета de Havilland Comet в 1954 году, падение самолета Ан-10 под Харьковом из-за усталостной трещины в центроплане крыла в 1972, частичного разрушения в полете гермокабины самолета В737 компании Aloha Airlines в 1988 году. Результатами этих событий для авиационной отрасли стало изменение существовавших подходов к обеспечению усталостной прочности конструкции летательных аппаратов при проектировании и изготовлении, а также внедрение новых положений в стратегию эксплуатации авиационной техники. Однако статистика авиационных происшествий последних лет, данные о дефектности и поврежден-

ности элементов конструкций показывают, что проблема усталостного ресурса по-прежнему актуальна.

В учебном пособии рассмотрены современные подходы к решению проблемы обеспечения ресурса авиационных конструкций при проектировании и в эксплуатации; проанализированы факторы, определяющие ресурс авиационных конструкций, описана физическая природа разрушения металлов и раскрыта стадийность разрушения, приведены основные положения механики усталостного разрушения. Особенное внимание уделено перспективным методам мониторинга поврежденности конструкций в эксплуатации.

Учебное пособие разработано для студентов направления подготовки 6.070103 «Обслуживание воздушных судов», будет полезным студентам и аспирантам, занимающимся изучением вопросов обеспечения ресурса авиационных конструкций

1. СОВРЕМЕННЫЕ КОНЦЕПЦИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Ресурс (срок службы) – это показатель долговечности объекта, соответствующий его наработке от начала или возобновления эксплуатации до наступления предельного состояния.

В зависимости от того, как выбирают начальный момент времени, в каких единицах измеряют продолжительность эксплуатации и что понимают под предельным состоянием, понятие ресурса получает различное толкование.

Задачей курса является изучение проблемных вопросов, касающихся обоснования и обеспечения **усталостного ресурса** конструкции воздушного судна (ВС).

Предельным состоянием для усталостного ресурса (T) является наличие в детали трещины критического (максимально допустимого) размера (a_c) (рис.1.1).

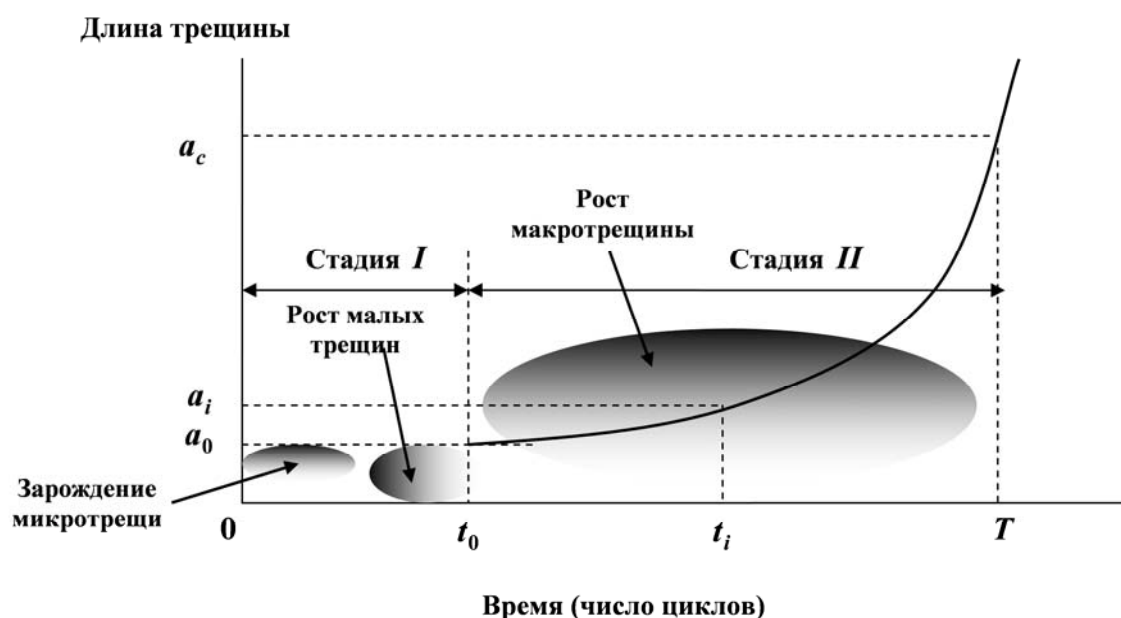


Рис.1.1. Стадийность усталостного разрушения. a_0 – длина начальной трещины; t_0 – наработка до появления начальной трещины; a_c – значение критической длины трещины в конструкции; T – ресурс конструкции; a_i – длина трещины в момент контроля t_i .

Основные положения усталостного ресурса можно охарактеризовать с позиций стадийности усталостного разрушения металлических материалов – стадии до образования трещины начального размера a_0 (стадия *I*) и стадии распространения усталостной трещины (стадия *II*) (рис. 1.1).

На основании стадий усталостного разрушения определяются **ресурсные характеристики** силовой конструкции планера:

– наработка до появления усталостных трещин (размером a_0), характеризующая способность конструкции сопротивляться появлению таких дефектов;

– наработка от момента появления начальной трещины до достижения ею критического размера, при котором конструкция теряет требуемую несущую способность. Данная характеристика (наработка $T - t_0$ на рис.1.1) отражает способность конструкции сохранять требуемую прочность при появлении и развитии трещин и называется *живучестью* конструкции.

Ресурс конструкции ВС измеряется количеством **летных часов** и числом **полетов (циклов функционирования)**.

Обоснование ресурса производится на двух этапах жизненного цикла ВС: на этапе **проектирования** и на этапе его **эксплуатации**.

На этапе проектирования осуществляется прогноз и обеспечение потенциальных возможностей конструкции достичь требуемого ресурса.

Проектный ресурс - интервал времени (в полетах, летных часах), установленный при проектировании и/или сертификации, в течение которого обеспечивается необходимый уровень безопасности конструкции по условиям прочности.

На этапе эксплуатации решается проблема прогнозирования остаточного ресурса (наработка $T - t_i$) при условии известной длины трещины a_i в момент контроля t_i (рис.1).

Существующие концепции обеспечения ресурса авиационных конструкций при проектировании и в эксплуатации направлены на реализацию безопасного функционирования авиационной техники

– на обеспечение **безопасности конструкции по условиям прочности (БУП)**.

Согласно нормативным требованиям БУП – это свойство (качество) конструкции и способ поддержания ее прочности в эксплуатации, которые позволяют с высокой вероятностью сохранять прочность конструкции на уровне не ниже допустимого.

При создании конструкции могут реализовываться **три основных принципа** обеспечения ее БУП:

1. безопасный ресурс (срок службы);
2. безопасность разрушения (повреждения);
3. допустимость повреждения.

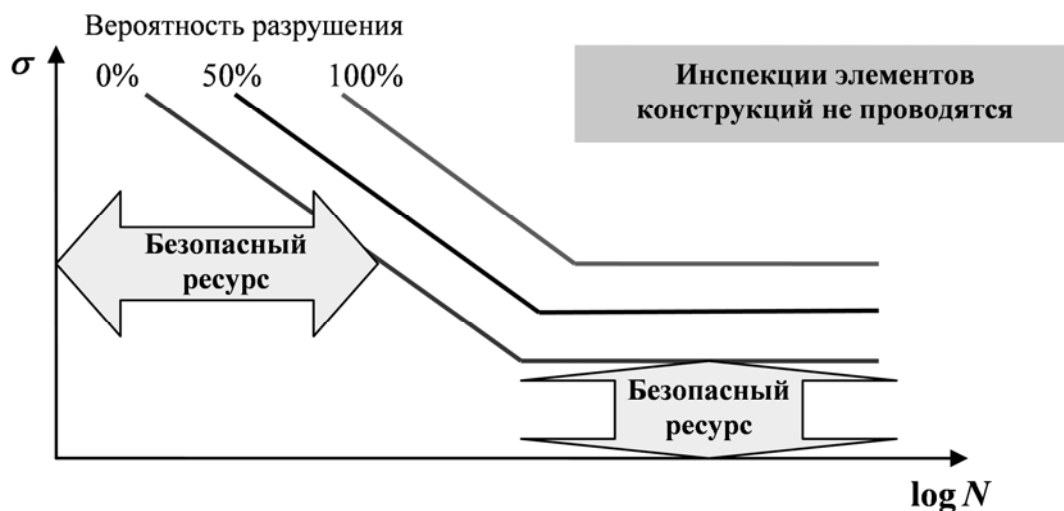
Реализация данных принципов определяет ту или иную концепцию взаимоотношений между организациями, которые занимаются проектированием авиационной техники, ее изготовлением, эксплуатацией и государственными органами, регулирующими деятельность авиации.

Безопасный ресурс. Данная концепция означает, что конструкция проектируется на ресурс по условиям сопротивления усталости до возникновения усталостного повреждения (стадия *I* на рис. 1).

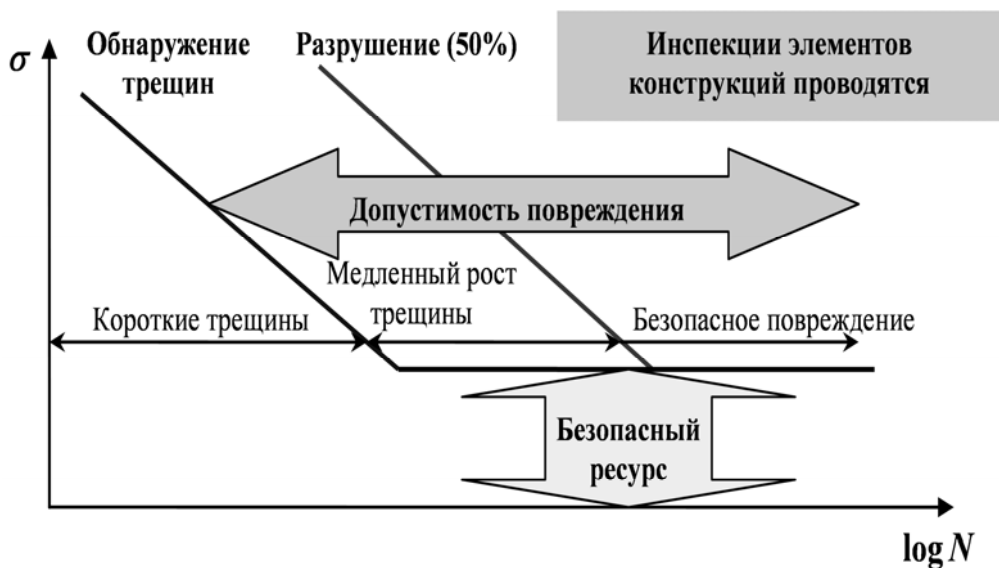
Широко используемая на протяжении многих лет концепция проектирования по безопасному ресурсу (safe life) берет свое начало с 50-х годов прошлого столетия, когда начиналось бурное развитие гражданской авиации, а военная авиация в США и Европе переориентировалась на послевоенное функционирование. На тот период основные показатели целостности конструкций самолетов базировались на критериях статической прочности, которые развивались в направлениях усовершенствования методов прочностных расчетов и проведения статических испытаний конструкций на прочность.

Однако опыт эксплуатации гражданских и военных ВС, особенно оснащенных реактивными двигателями, показывал определяющее влияние усталостных повреждений на прочность конструкций из алюминиевых сплавов. Внедрение в практику расчетных оценок ресурса самолетов *характеристик усталости* (рис.2) конструкционных материалов не привело к положительным результа-

там. Это было обусловлено несовершенной методологией получения таких характеристик, сложностью их имплементации для реальных конструктивных элементов, а также значительным разбросом значений циклической долговечности.



a



б

Рис.1.2. Схема представления основных концепций проектирования авиационных конструкций на примере кривых усталости: концепция безопасного ресурса (а); концепции допустимости повреждений и безопасного повреждения (б).

При обеспечении безопасного ресурса требуется, чтобы соответствующие средства анализа нагруженности, методы оценки сопротивления усталости конструкции, а также результаты усталост-

ных сертификационных испытаний должны гарантировать, что в течение назначенного ресурса не произойдет опасного усталостного повреждения в любых экземплярах конструкций парка самолетов.

Для обеспечения безопасности полетов и недопущения усталостного разрушения авиационных конструкций в эксплуатации их срок службы существенно ограничивается с последующей поэтапной пролонгацией в область наработки, где появление усталостных повреждений маловероятно (рис. 1.2а). При этом не требуется проведение тщательного контроля повреждений в эксплуатации.

Очевидно, что большая часть парка имеет большую усталостную долговечность, и ресурс этих конструкций используется не полностью: это плата за безопасность.

Таким образом, в аспекте безопасного ресурса принимается, что происходит *деградация* конструкции в процессе наработки, однако при этом прочностные свойства конструкции не должны быть ниже допустимого уровня, из-за чего не требуется ведения специального контроля в эксплуатации. Конструкция эксплуатируется какое-то ограниченное время, измеряемое в часах или количеством циклов нагружения, а при дальнейшей эксплуатации сверх этих пределов предполагается, что накопившиеся повреждения могут привести к разрушению элементов конструкции. При этом применяется принцип поэтапного установления и продления **назначенных** ресурсов (вплоть до списания ВС) по условиям прочности при длительной эксплуатации.

Назначенный ресурс - это суммарная наработка (календарная продолжительность эксплуатации) самолета, при достижении которой эксплуатация должна быть прекращена независимо от его состояния. Бесперебойная эксплуатация обеспечивается своевременным продлением очередных назначенных ресурсов вплоть до списания самолетов.

Виды назначенных ресурсов:

- заблаговременно назначенный;
- начальный назначенный;
- назначенный до первого ремонта;

- межремонтный;
- гарантийный.

Заблаговременный назначенный ресурс – назначенный ресурс, который устанавливается при передаче изделия на государственные испытания.

Начальный назначенный ресурс – назначенный ресурс, установленный к началу эксплуатации первого серийного изделия.

Ресурс до первого ремонта – ресурс от начала эксплуатации до первого ремонта.

Межремонтный ресурс – ресурс между двумя последовательными ремонтами.

Гарантийный ресурс – наработка ЛА, в течение которой производитель и ремонтное предприятие гарантируют выполнение ЛА установленных к нему требований.

При концепции проектирования по безопасному ресурсу в определенной степени обеспечивается безопасность усталостного разрушения, однако существенное ограничение наработки для многих исправных конструкций, преждевременное прекращение их использования вступает в противоречие с коммерческими аспектами эксплуатации авиационной техники.

Безопасность разрушения (повреждения). Большинство проблемных аспектов в рамках концепции безопасного ресурса было снято благодаря внедрению в конце 50-ых годов прошлого столетия новой концепции проектирования самолетных конструкций – безопасности разрушения (повреждения) (fail-safe). При этом основной акцент делался на понятии *многоэлементной* конструкции с установленными требованиями прочности для отказа одного элемента конструкции или частичного отказа. Внедрение новой концепции сопровождалось обширными прочностными испытаниями конструкций, при этом безопасность разрушения обеспечивалась в пределах безопасного ресурса более эффективно, с использованием экономически обоснованных мероприятий. Основное внимание уделялось прочности (статической) конструкции в целом, без учета отказов отдельных конструктивных элементов. Не рассматривалась природа разрушения таких элементов, изменение их состояния с наработкой, их усталостный ресурс. Поэтому риск отказа конст-

рукции за пределами безопасного ресурса оставался достаточно высоким.

Безопасность повреждения, или, как ее еще называют, эксплуатационная живучесть, заключается в способности конструкции выдерживать требуемые нагрузки при частичном или полном разрушении какого-либо из силовых элементов. При этом развитие повреждения должно быть достаточно медленным, чтобы трещина, появившись вскоре после очередного контроля, не выросла до опасных размеров прежде, чем будет обнаружена при следующем контроле (трещина длиной a_i на рис. 1.1).

Средствами обеспечения безопасности повреждения являются: выбор материалов с хорошим сопротивлением росту трещин при циклическом нагружении; применение конструкций, в которых силовой поток идет по нескольким параллельным путям (элементам); использование конструктивных средств торможения трещин, в том числе специальных стопперов трещин.

При проектировании по условиям безопасности повреждения представляется возможным более полно использовать резервы усталостной долговечности парка. Допуская усталостные повреждения в пределах ресурса, удается без снижения безопасности приблизить ресурс конструкций к потенциальной средней усталостной долговечности парка. При таком подходе важно обеспечить не только повышенную живучесть конструкции, но и ее хорошие контроле- и ремонтпригодность. Очевидно, что для этих конструкций также очень важны большие усталостные долговечности до появления повреждений, так как проектирование с учетом безопасности повреждения – средство для более полного использования резервов сопротивления усталости, а не для его замены.

К середине 70-х годов прошлого столетия эксперты в областях проектирования, эксплуатации и нормативного обеспечения летной годности авиационной техники, основываясь на двадцатилетнем опыте ее конструирования и использования, пришли к заключению о необходимости совершенствования стратегии проектирования и эксплуатации авиационных конструкций. Немаловажным побуждающим фактором при этом явилась новая и актуальная проблема прогнозирования усталостного ресурса для стареющего парка са-

молетов с учетом многоочагового повреждения. В основу новой концепции, которая получила название **допустимость повреждения**, закладывался принцип осуществления тщательного контроля технического состояния конструкции с целью своевременного и надежного выявления повреждений, развивающихся во времени (усталость, коррозия).

Допустимость повреждения. Концепция допустимости повреждения (damage tolerance) берет свое начало с 1958 года, когда в ВВС США была введена в действие программа ASIP (Aircraft Structural Integrity Program), в которой делался акцент на проблеме инициирования усталостных повреждений в конструкциях. Развитие и совершенствование положений программы ASIP привело к тому, что к 1975 году в ВВС США концепция безопасного ресурса была заменена на подход, основанный на механике усталостного разрушения (стадия **II** на рис. 1.1). Данный подход по существу охватывал концепцию допускаемого повреждения, но с акцентом на предположении, что *дефекты присутствуют на ранней стадии службы* самолета (стадия **I** на рис. 1.1). Базовыми принципами новой концепции являлись положение о «медленном росте трещины» (slow crack growth) (стадия **II** на рис. 1.1) и принцип безопасного повреждения. Положение о предполагаемых начальных дефектах используется для определения временных ограничений на проведения осмотров и инспекционных интервалов. Положение о приостановке распространения трещин (crack-arrest) в концепции безопасного повреждения конструкций компенсировано требованиями по предельным нагрузкам, основанными на возможностях обнаружения повреждений. Опыт использования программы ASIP с 1975 года показал чрезвычайную ее эффективность в обеспечении безопасности, например, количество отказов конструкции фюзеляжа уменьшилось приблизительно на 80%.

Необходимо отметить, что положение о наличии начальных дефектов в конструкции до ее эксплуатации (эквивалент начального качества) эффективно используется для сравнения и согласования характеристик допустимости повреждения между различными моделями самолетов. В то же время положение о медленном росте трещины для гражданских коммерческих самолетов внедрялось с

затруднениями из-за недостаточно исследованных и обоснованных проблем инициирования и распространения дефектов, а также надежности и достоверности обнаружения повреждений.

Концепция допустимости повреждений охватывает очень широкий спектр понятий и принципов, которые закладываются при проектировании авиационных конструкций и реализуются в процессе их эксплуатации согласно нормативным требованиям по обеспечению летной годности авиационной техники. В нормативных документах суть данной концепции формулируется так: *«Допустимость повреждения – свойство конструкции и способ обеспечения ее БУП путем установления сроков первого и последующих осмотров конструкции в эксплуатации с целью обнаружения возможного повреждения и последующего ремонта конструкции или замены поврежденного элемента, до наступления того состояния, когда снижение прочности окажется недопустимым».*

Данное определение фактически согласовывает концепцию допустимости повреждений при проектировании с обеспечением долговечности в эксплуатации – *способностью конструкции сохранять работоспособное состояние при наличии усталостных, коррозионных повреждений или деградации из-за воздействия внешней среды до тех пор, пока состоянием конструкции можно управлять экономически приемлемым обслуживанием и инспекционными программами.* Таким образом, положения концепции допустимости повреждений и характеристики долговечности конструкции, которые, в своей взаимосвязи, направлены на обеспечение безопасности полетов и эффективности эксплуатации должны присутствовать при проектировании, изготовлении, обслуживании и нормативном регулировании летной годности современных воздушных судов.

Практическая реализация концепции безопасного повреждения с целью обеспечения усталостной долговечности самолетных конструкций требует решения целого комплекса проблемных задач. Одна группа таких задач относится к области механики усталостного разрушения и включает:

1. определение наработки до образования усталостной трещины начальной длины (t_0 на рис.1.1);

2. прогнозирование кинетики роста усталостной трещины в условиях эксплуатационного нагружения (стадия *II* на рис. 1.1);

3. обоснование предельных состояний критических элементов конструкции с трещинами (a_c на рис.1.1);

4. определение остаточной прочности как функции длины трещины;

Другая группа задач обозначает проблему контроля технического состояния авиационных конструкций в эксплуатации и включает:

5. обеспечение максимальной контролепригодности конструкции, в особенности ее критических элементов;

6. обоснование методологии неразрушающего контроля технического состояния конструкции, в том числе вопросы надежности и достоверности обнаружения повреждений;

7. выбор стратегии контроля технического состояния конструкции – обоснование границ и интервалов для периодического контроля и методологии непрерывного контроля (мониторинг).

Вполне очевидно, что данные задачи не являются изолированными в рамках обозначенных групп. Они взаимосвязаны и дополняют друг друга. Задачи первой группы направлены на решение проблем прогнозирования возникновения и развития повреждений, прогнозирования предельных состояний и остаточного ресурса конструкций. Вторая группа задач – на решение проблем обнаружения таких повреждений, проблем оценки текущего технического состояния и, на основании методического обеспечения от решений задач первой группы, на выработку управляющих решений по обеспечению безопасной эксплуатации авиационной техники до оптимального уровня выработки усталостного ресурса.

Таким образом, при обеспечении достаточной контролепригодности конструктивных элементов самолета, применении эффективных средств и методик их контроля в эксплуатации, *концепция допустимости повреждений позволит более полно использовать ресурсные возможности конкретного экземпляра ВС, что позволяет обеспечить переход к его эксплуатации по фактическому техническому состоянию.*

2. ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

2.1. Циклическое нагружение конструкции самолета

Циклические нагрузки, действующие на планер самолета, делятся на три группы:

1. **Нагрузки функционирования.** К ним относятся:
 - изменение подъемной силы крыла во время полета;
 - изменение давления в герметической кабине;
 - нагрузки, возникающие при выполнении маневров.

Как правило, это *низкочастотные* нагрузки.

2. **Динамические нагрузки** от внешней среды – как следствие:
 - беспокойного воздуха;
 - неровностей аэродромов.

Хотя эти нагрузки являются динамическими, частоты их обычно составляют единицы герц, что позволяет рассматривать их как *квазистатические*.

3. **Вибрационные нагрузки.**

К этой группе относятся всякого рода вибрации с частотами от десятков до тысяч герц. Частота циклов переменных напряжений и в этом случае зависит не только от частоты внешних воздействий, но и от характеристик жесткости элементов конструкций.

Циклические нагрузки, влияющие на ресурс планера, могут также классифицироваться по *характеру повторения*. Это:

1. **Регулярные** нагрузки, величины и повторяемость которых на протяжении полета стабильны и могут быть определены.
2. **Случайные** нагрузки, величина и повторяемость которых носят хаотичный характер.

К *регулярным* нагрузкам относятся:

- аэродинамические силы при устоявшихся (стабильных) режимах полета;
- нагрузки при отклонении закрылков, выпуске и уборке шасси;

— нагрузки от избыточного давления в герметичной кабине.

К *случайным* нагрузкам относятся:

— нагрузки от маневренных перегрузок;

— воздушные нагрузки;

— *динамические воздействия*: ударные нагрузки и вибрации.

Этот тип нагрузок фактически определяет прочность конструкции планера. Рассмотрим их более подробно.

Перегрузки от маневров. Все самолеты осуществляют определенные виды маневров. Но лишь для маневренных самолетов нагрузки при маневрах являются определяющими для прочности.

Воздушные нагрузки. Кроме маневренных нагрузок на элементы конструкции планера действуют воздушные нагрузки – *нагрузки от порывов ветра*. Величины нагрузок, которые возникают от порывов ветра, небольшие, тем не менее они встречаются довольно часто, а для транспортных самолетов они могут достигать максимальных эксплуатационных величин.

Ударные нагрузки и вибрации относятся к *динамическим* воздействиям.

Динамические воздействия на ВС можно разделить на *разовые* (динамический удар при посадке, попадание посторонних предметов и т.д.) и *постоянно действующие* возмущения, вследствие которых возникают упругие колебания – *вибрации* конструктивных элементов.

Вследствие удара возникают колебания деталей с затихающей амплитудой и собственной частотой. Ударные нагрузки на агрегаты *при посадке* могут достигать **20g**. При этом в элементах конструкции возникают надломы и трещины, внутренние напряжения, которые приводят к изменению прочности.

В отличие от ударных, вибрационные нагрузки являются сравнительно постоянными на определенных режимах полета и режимах работы двигателей. На разных режимах их частота изменяется и может попасть в резонанс с собственной частотой узлов и элементов конструкции, что может привести к резонансу и разрушению конструкции.

Вибрации элементов конструкции вызываются:

- движением ЛА по неравной поверхности аэродрома;
- работой винтов и двигателей;
- аэродинамическими колебаниями.

Амплитуды вибрационных колебаний зависят от величины амплитуд и частот собственных колебаний частей самолета, а также от величин амплитуд и частот возбуждающих сил.

Вибрации от движения ЛА по поверхности аэродрома определяются неровностями поверхности и его скоростью движения.

От работы двигателей и винтов возникают два типа вибраций:

- механические, которые передаются по конструкции;
- звуковые колебания, которые передаются через воздушную среду.

Шум вызовет нагруженность элементов конструкции, прежде всего обшивки (акустические нагрузки). Под действием переменных звуковых давлений возникают акустические вибрации. Акустические давления характеризуются очень широким спектром частот ($f = 10 \dots 2 \cdot 10^5$ Гц). Поэтому, если вызванные ими переменные напряжения близки к пределу выносливости, то довольно быстро может наступить усталостное разрушение. Даже если переменные напряжения от акустических давлений оказываются ниже выносливости, они могут существенно сократить допустимый срок службы.

Аэродинамическими колебаниями условно называют колебания, вызванные неравномерностью обтекания внешних поверхностей самолета или его отдельных частей. Поток, который обтекает самолет, всегда является турбулентным, то есть в нем всегда существуют общие или местные флюктуации давлений и скоростей. Вследствие этого возникают аэродинамические колебания конструкции самолета. Они всегда имеют место в полете. Их частоты близкие к собственным частотам упругих колебаний конструкции, что очень опасно.

Для самолетов с герметичными кабинами характерны циклические нагрузки конструкции *избыточным давлением воздуха в кабине*. Также циклическим есть влияние *температуры* на конструкцию и агрегаты – за счет различия температур возле поверхности

земли и на высоте; аэродинамического нагрева и работы двигателей.

Усталость многих элементов авиаконструкций определяется всей совокупностью нагрузок как полетных, так и наземных. Спектр эксплуатационных нагрузок отражается в так называемом полетном цикле. Типичный полетный цикл изображен на рис. 2.1 в виде схемы изменения напряжений в элементах нижней поверхности крыла транспортного самолета за время полета.

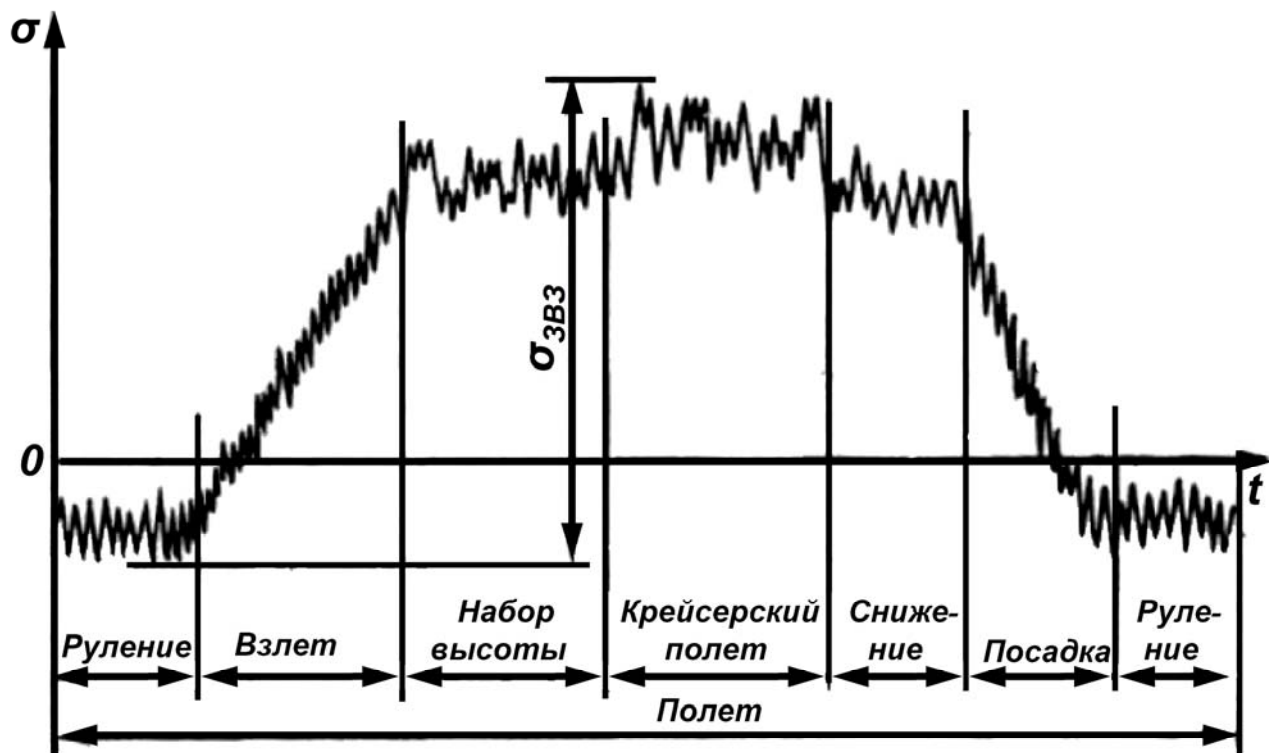


Рис. 2.1. Схема нагружения элемента нижней поверхности крыла транспортного (в том числе пассажирского) самолета

Как правило, полет начинается с запуска двигателей и заканчивается их остановкой, включая все операции руления.

В начале и конце полета действуют случайные напряжения от неровностей аэродрома, накладывающиеся на напряжение сжатия, обусловленное действием массы крыла, наполненного топливом. Резкое увеличение уровня напряжений соответствует действию подъемной силы. По мере выгорания топлива средний уровень напряжения, соответствующий горизонтальному полету, несколько

снижается. В полете отмечены циклы от маневра (уборка закрылка) и случайные циклы нагрузок от действия беспокойного воздуха.

2.2. Конструктивные и технологические факторы

Согласно статистическим данным по дефектности обширного парка ВС большинство производителей авиационной техники и авиакомпаний отнесли усталостное разрушение к наиболее значимому эксплуатационному повреждению (31% от общего числа дефектов в металлических конструкциях самолета) (рис. 2.2). Поэтому обоснование ресурса ВС при проектировании и его обеспечение в процессе производства должно базироваться на учете конструктивных и технологических факторов, определяющих сопротивление усталостному разрушению наиболее ответственных (критических) элементов конструкции.

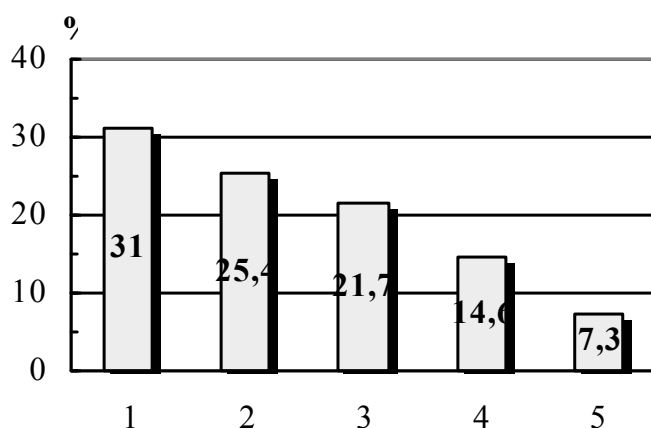


Рис. 2.2. Гистограмма распределения повреждений по частоте встречаемости в эксплуатации:

- 1 – усталостные трещины; 2 – коррозия; 3 – нарушение соединений;
4 – коррозионное растрескивание; 5 – ударные повреждения

Конструктивные факторы. Анализ конструкций, которые имели усталостные повреждения, показывает, что усталостная прочность зависит не только (а иногда даже не столько) от уровня действующих номинальных напряжений. Нарботка до образования усталостных трещин в отдельных деталях напрямую связана с наличием *нерегулярности* их геометрических параметров – в мес-

тах резкого изменения формы или размеров деталей. Такие нерегулярности (отверстия, галтели, вырезы и надрезы и т.п.) обычно обуславливают локальное (местное) повышение напряжений и их называют концентраторами напряжений. Степень повышения напряжений обычно характеризуется коэффициентами концентрации и определяется соотношением размеров, которое характеризует данную геометрическую нерегулярность. Чем острее концентратор, тем большее повышение напряжений он может вызывать.

Для большинства видов нерегулярностей коэффициенты концентрации напряжений удается получить расчетным путем. Однако, например, для заклепочных соединений из-за разнообразия их форм и сложности взаимодействия соединительных элементов коэффициенты концентрации получены только для отдельных, простейших видов. Поэтому большое значение имеют экспериментальные исследования влияния на усталостную прочность конструктивных элементов различного рода концентраторов, экспериментальные исследования натуральных элементов конструкции, а также различные расчетные методы определения местных напряжений в деталях сложной формы (например, метод конечных элементов).

Показательным случаем влияния конструктивного фактора на ресурс является усталостное разрушение двух реактивных самолетов Comet в 1954 году после двух лет эксплуатации. Разрушение инициировалось в зоне концентрации вблизи угла квадратного иллюминатора (рис. 2.3).

Конструкция иллюминатора с достаточно малым радиусом у вершины способствовала довольно значительной концентрации напряжений. Напряжение в обшивке от перепада давления в герметической кабине 0,569 МПа и маневренной перегрузке 1,3 g на достаточном удалении от угла иллюминатора составляло 68 МПа. Однако, в непосредственной близости от иллюминатора из-за эффекта концентрации это напряжение увеличивалось до 197 МПа (рис. 2.3). В зоне концентрации располагались крепежные отверстия под заклепки, которые, свою очередь, также являются эффективными концентраторами напряжений. Все эти факторы при циклическом нагружении (от полета к полету) конструкции от избыточного дав-

ления в герметической кабине привели к зарождению усталостных трещин, их распространению с переходом на другие конструктивные элементы и, как результат, к обширному усталостному разрушению всей конструкции самолета.

Рациональное конструирование в самолетостроении с точки зрения обеспечения долговечности связано, прежде всего, с практической реализацией максимально возможного снижения уровня концентрации напряжений в силовых элементах, которые нагружаются циклически. Для этого необходимо не допускать:

- резких изменений площади сечения силовых элементов;
- малых радиусов переходов;
- острых кромок деталей;
- низкой чистоты поверхности.

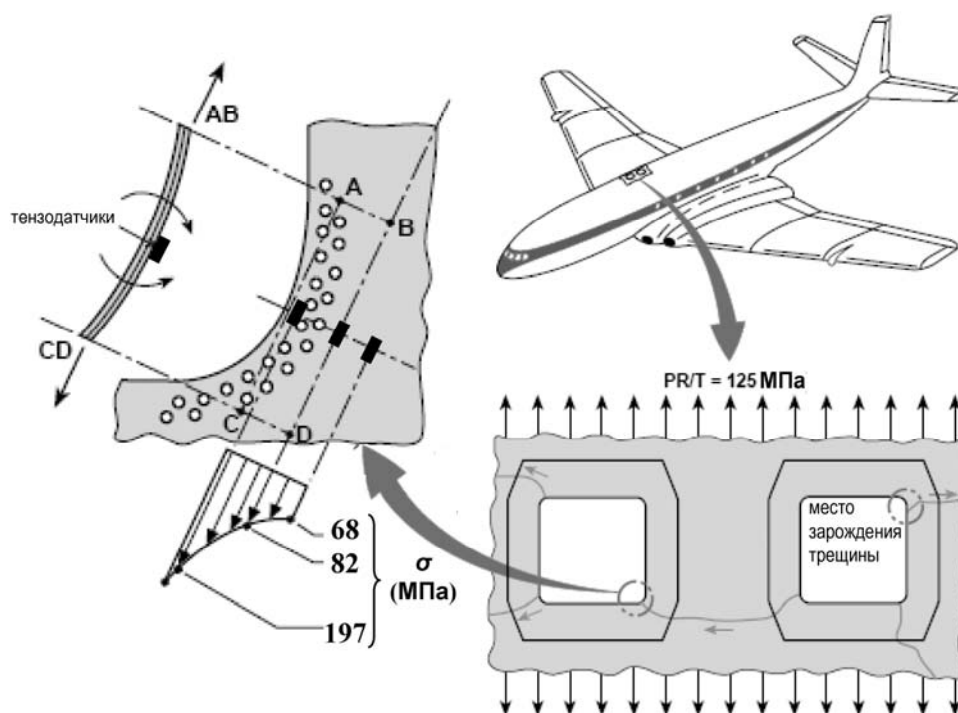


Рис. 2.3. Схема появления и распространения усталостного разрушения пассажирского самолета Comet.

А также необходимо стремиться к уменьшению местных сгибов растянутых поясов и монтажных напряжений растяжения, избегать соединения нескольких концентраторов напряжений в одном сечении.

Источниками концентрации напряжений в детали служат отверстия под болты и заклепки, вырезы под лючки и др. В эксплуатации могут возникать дополнительные источники повышенной концентрации напряжений. В частности, значительную концентрацию напряжений могут создавать риски, царапины, забоины и вмятины. Концентрация напряжений может возникать также в районе болтовых и заклепочных соединений при уменьшении их натяжения.

К важной группе факторов, влияющих на долговечность и, следовательно, на ресурс авиационных конструкций можно отнести конструктивные особенности заклепочных соединений. Это: вид материалов соединяемых и соединительных элементов, число плоскостей среза, число рядов заклепок, конструкция крепежа, расстояние между крепежными элементами в направлении действия силы и перпендикулярно этому направлению, расстояние от крайних крепежных элементов до края листа и т.д. Особенности влияния данных конструктивных факторов на сопротивление усталости соединений является темой других дисциплин и в данном курсе не рассматриваются.

Опыт показывает, что путем рационального конструирования элемента удастся заметно увеличить его усталостную долговечность. Чтобы этого достичь, конструктор должен отчетливо представлять роль и влияние отдельных факторов, знать, в каком направлении следует изменять каждый фактор с целью повышения усталостной долговечности без снижения уровня номинальных напряжений.

Технологические факторы. Технологии, используемые при производстве и восстановлении авиационной техники, позволяют повысить характеристики выносливости материала конструкции, уменьшить эффект концентрации напряжений от конструктивных и производственных факторов.

Роль технологических средств обеспечения ресурса сводится к уменьшению действующих напряжений от внешних нагрузок и повышению способности материала конструкции сопротивляться их влиянию.

Влияние шероховатости поверхности. Можно достичь значительного повышения сопротивления усталости деталей машин, и соответственно повышение их ресурса, применением соответствующей *обработки поверхности*. Современные технологии обработки поверхности обеспечивают повышение сопротивления усталости путем:

- улучшения состояния поверхности (выведение или удаление повреждений на поверхности, уменьшение шероховатости – источников микроконцентрации напряжений);

- изменения механических свойств материала вблизи поверхности (поверхностный наклеп, покрытия и др.);

- создания остаточных напряжений в поверхностном слое, повышающих усталостную долговечность.

Существенное влияние на сопротивление деталей усталости оказывает микрорельеф поверхности, характеризуемый *шероховатостью* поверхностного слоя (лабораторная работа).

Установлено, что:

- предел усталости возрастает с увеличением чистоты поверхности, а также в случае, когда направление обработки осуществляется параллельно направлению действия напряжения.

- влияние шероховатости поверхности наиболее выражено для высокопрочных сталей.

Отношение предела выносливости образца с данной шероховатостью поверхности σ_{-1n} к пределу выносливости образца со стандартной обработкой поверхности σ_{-1} , соответствующей ГОСТ 2789–73, называется *коэффициентом влияния шероховатости* поверхности:

$$K_F = \frac{\sigma_{-1n}}{\sigma_{-1}} \leq 1.$$

Значение коэффициента влияния шероховатости поверхности определяется по таблицам или графикам, которые приводятся в справочной литературе.

Следует отметить, что при усталости негативную роль шероховатой поверхности определяет не высота неровностей, а «острота»

впадин микронеровностей, которые являются микроконцентраторами напряжений.

На рис. 2.4. показано влияние на выносливость методов обработки поверхности образцов из углеродистой стали.

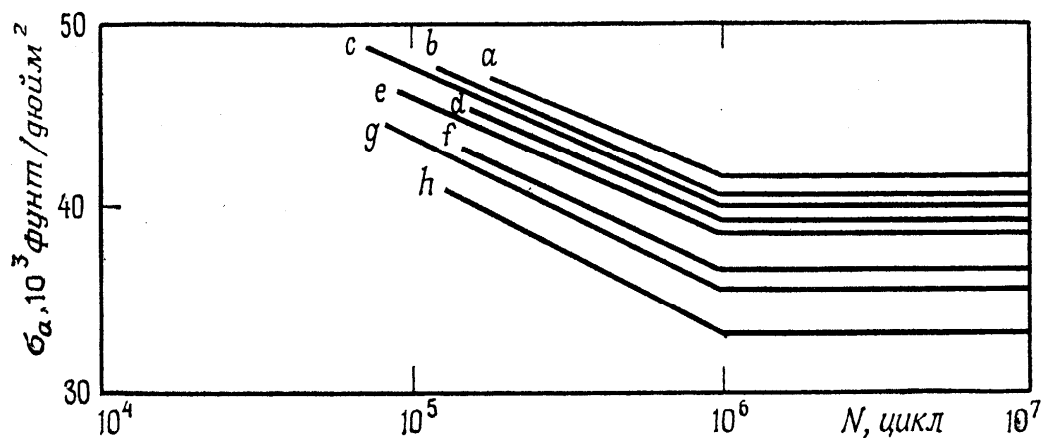


Рис. 2.4. Влияние видов обработки поверхности на усталость углеродистой стали (0,33% С) при консольном изгибе с вращением: *a* – зеркальная полировка в продольном направлении; *b* – обработка мелким наждаком; *c* – обработка наждаком № 1; *d* – обработка грубым наждаком; *e* – обработка напильником с мелкой насечкой; *f* – без обработки; *g* – обработка напильником с крупной насечкой; *h* – обработка драчовым напильником.

Влияние остаточных напряжений. Сжимающие остаточные напряжения в поверхностном слое способствуют повышению усталостной прочности, а растягивающие, наоборот, снижают долговечность (рис.2.5).

Влияние остаточных напряжений на сопротивление усталости определяется тем, что действующее (эффективное) напряжение в детали равно алгебраической сумме остаточного напряжения и напряжения от внешней нагрузки. Поэтому внешнее растягивающее напряжение уменьшается при суммировании с внутренним (остаточным) сжимающим напряжением и, наоборот, увеличивается при остаточном растягивающем.

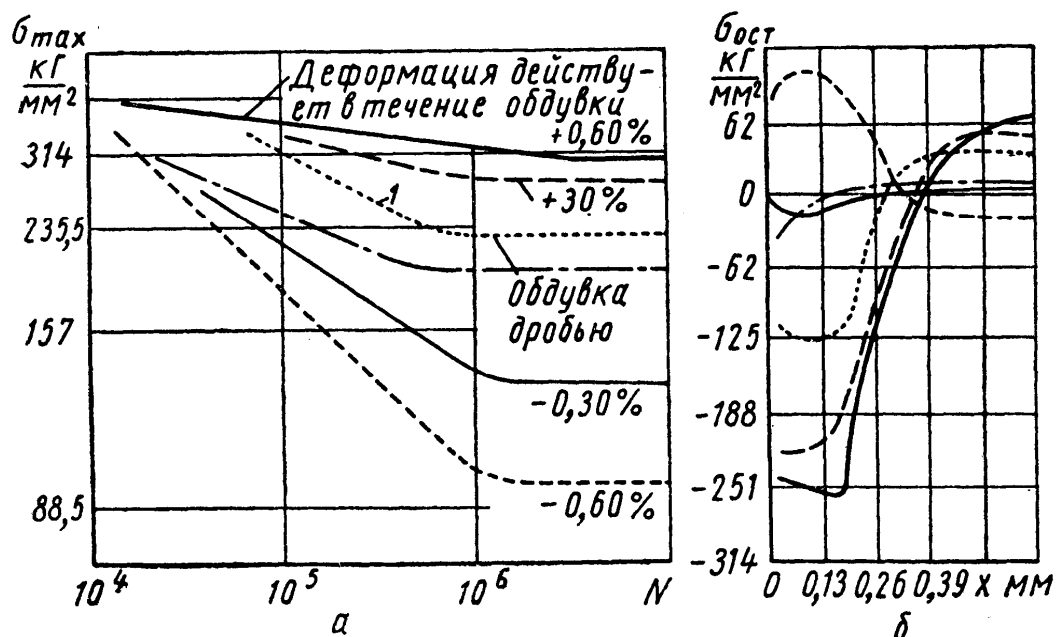


Рис. 2.5. Кривые усталости листовых рессор, обдутых дробью (а), и соответствующие им эпюры распределения остаточных напряжений по глубине поверхности x (б).

Однако влияние остаточных напряжений на сопротивление усталости не всегда однозначно, так как они изменяются по величине в процессе длительного нагружения, и, кроме того, в зависимости от способа получения остаточных напряжений их влияние может зависеть от свойств материала.

Способы наведения остаточных напряжений разнообразны. К наиболее распространенным относятся технологии, направленные на поверхностное пластическое деформирование (ППД) деталей.

Обдувка дробью. Обдувка дробью или микрошариками значительно повышает предел усталости. Дробеструйную обработку можно также применять для повышения предела усталости деталей из цветных металлов и сплавов.

Поверхностная обкатка. Обкатка поверхности металла роликами (выглаживание) значительно улучшает его сопротивление усталости. Этот процесс может быть более эффективным, чем обдувка дробью, потому что при надлежащем давлении, можно достичь большей степени упрочнения и более высоких остаточных напряжений сжатия у поверхности. При поверхностной обкатке материал

может упрочниться на большую глубину, причем шероховатость поверхности не увеличивается.

Предварительное пластическое деформирование. Было экспериментально определено, что предварительное нагружение и деформирование собранного крыла самолета может заметно повысить его долговечность.

Повышение предела усталости зависит в первую очередь от остаточных напряжений. Большой эффект получался при высоких средних напряжениях и для материалов с высоким отношением пределов текучести и прочности – σ_T / σ_B .

К технологическим факторам управления ресурсом конструктивных элементов относятся технологии, связанные с повышением твердости поверхности (как правило, изделий из стали). Это технологии цементации и азотирования.

Повышение твердости поверхности используется главным образом для повышения сопротивления износу поверхностей стальных деталей, а также для повышения сопротивления усталости, особенно при коррозии и фреттинг-коррозии.

При цементации упрочнение получается в результате насыщения поверхности металла углеродом и последующей закалки.

При азотировании металл нагревается в атмосфере аммиака. Упрочнение достигается поглощением азота без закалки.

Предел усталости повышается при любом из этих процессов как вследствие высокого предела усталости твердого поверхностного слоя, так и вследствие сжимающего остаточного напряжения, возникающего в этом слое при термохимических обработках. Комбинированного влияния этих факторов обычно достаточно, чтобы сопротивление усталости поверхностного слоя стало больше, чем сердцевины.

Для защиты от коррозии цветных металлов и сплавов применяются технологии нанесения поверхностных покрытий. Листовые материалы из алюминиевых сплавов, применяемые в авиационных конструкциях, обычно имеют тонкие слои плакировки с обеих сторон (толщина 5% с каждой стороны).

У сплавов 2024 и Д16 слой плакировки состоит из чистого алюминия. У материала 7075 он состоит из сплава Al-1% Zn.

Слои плакировки являются анодами по отношению к материалу сердцевины и поэтому обеспечивают защиту от коррозии. Это главная цель этих слоев.

Предел выносливости после плакирования может снизиться (в отдельных случаях даже на 50%). Причина заключается в том, что в плакирующем слое трещины возникают относительно легко. После их зарождения они проникают в слой сердцевины материала и ускоряют разрушение.

Покрытие чистым алюминием алюминиевых сплавов заметно понижает предел усталости лабораторных образцов, но мало влияет на предел усталости соединений деталей.

Оксидные пленки обычно мало влияют на усталость алюминиевых сплавов.

Фактором, усложняющим условия работы элементов авиационных конструкций, являются циклические температурные напряжения. Так, температурные напряжения 20...50 МПа в элементах, изготовленных из алюминиевых сплавов, усиливают действие механических напряжений так, что долговечность уменьшается в 1,5...3 раза.

2.3. Влияние внешней среды. Коррозия

Коррозия воздушных судов оказывает влияние, как на экономическую эффективность эксплуатации, так и безопасность. При этом, следует отметить, что несмотря на важность проблемы, она так и не нашла своего достаточно эффективного решения – известны случаи крайне неблагоприятных последствий коррозии, в том числе авиационных катастроф.

Вероятность возникновения коррозии зависит от условий эксплуатации воздушных судов – особенно неблагоприятными являются регионы с высокой степенью загрязнения промышленными газами, местности, в которых высокая влажность сочетается с повышенной температурой.

В исключительно жестких условиях работают самолеты и вертолеты сельскохозяйственной авиации. Применяемые ядохимикаты весьма агрессивны. В процессе загрузки и при распылении они по-

падают на наружные и внутренние поверхности конструкций воздушных судов, вызывая значительное коррозионное повреждение.

Особенность повреждающего действия коррозии конструкций воздушных судов заключается в том, что действие агрессивной среды всегда сочетается с действием механических нагрузок. Такое взаимодействие усиливает повреждающее действие обоих факторов: нагрузки усиливают процесс коррозии, коррозия способствует разрушению, вследствие действия эксплуатационных нагрузок.

Коррозия представляет собой электрохимическое разрушение металла вследствие его химического взаимодействия с окружающей средой.

Невозможной радикального решения проблемы обусловлена очевидной закономерностью: с созданием новых, более стойких к коррозии материалов, способов и средств предупреждения коррозии, условия использования конструкций становятся более тяжелыми.

Коррозия авиационных конструкций может принимать различные формы, однако во всех случаях для коррозионного процесса необходимы следующие условия:

1. Наличие корродирующего материала (анода).
2. Наличие материала, который меньше подвержен коррозии (катода).
3. Наличие электролита.
4. Электрический контакт между анодом и катодом.

Невыполнение любого из указанных условий приводит к остановке процесса коррозии.

Электролит. Электролитом может быть любой раствор, проводящий электрический ток и содержащий положительные и отрицательные ионы. Такими растворами являются вода, содержащая соли, кислоты, щелочные растворы любой концентрации.

Отложения газовых потоков, грязь, соль могут растворяться на влажных и сырых поверхностях, увеличивая проводимость электролитов, усиливают процесс коррозии.

Процесс коррозии может быть представлен следующим образом.

При соприкосновении двух металлов с различными окислительно-восстановительными потенциалами и погружении их в раствор электролита, например, дождевой воды с растворенным углекислым газом CO_2 , образуется гальванический элемент, так называемый коррозионный элемент. Он представляет собой не что иное, как замкнутую гальваническую ячейку. В ней происходит медленное растворение металлического материала с более низким окислительно-восстановительным потенциалом; второй электрод в паре, как правило, не корродирует. Этот вид коррозии особо присущ металлам с высокими отрицательными потенциалами. Так, совсем небольшого количества примеси на поверхности металла с большим электродным потенциалом уже достаточно для возникновения коррозионного элемента. Особо подвержены риску места соприкосновения металлов с различными потенциалами, например, сварочные швы или заклёпки.

Если растворяющийся электрод коррозионно стоек, процесс коррозии замедляется. На этом основана, например, защита железных изделий от коррозии путём оцинковки — цинк имеет более отрицательный потенциал, чем железо, поэтому в такой паре железо восстанавливается, а цинк должен корродировать. Однако в связи с образованием на поверхности цинка оксидной плёнки процесс коррозии сильно замедляется.

Следует отметить факторы, которые влияют на скорость коррозии:

1. Тип металла.
2. Термообработка металла.
3. Текстура (форма и направление зерен).
4. Различие свойств пары металлов.
5. Площадь анода и катода.
6. Температура.
7. Наличие кислородной среды.
8. Присутствие областей различной концентрации электролита.
9. Наличие биоорганизмов.
10. Действие механических нагрузок.
11. Продолжительность действия коррозионной среды.

Коррозия может возникнуть практически в любом месте конструкции, однако есть места, представляющие особую опасность, именно здесь, в первую очередь, должен выполняться контроль технического состояния.

Зоны воздействия газовых потоков. Это потенциально опасные участки как реактивных, так и поршневых двигателей. Несгоревшие компоненты топлива являются чрезвычайно коррозионно активными. Будучи растворенными в дождевой воде, атмосферной влаге, они создают электролиты, обеспечивающие интенсивное протекание коррозионного процесса.

Одной из наиболее хорошо известных зон коррозионного повреждения является **место установки аккумуляторов**.

Проблема не решается, несмотря на интенсивное вентилирование указанных мест, герметизацию, лакокрасочное покрытие отсеков. Особенно опасны выделяющиеся пары кислот и щелочей, которые могут проникать в незащищенные от коррозии области и вызывать коррозию ближайших к аккумуляторным отсекам элементов конструкции.

Проблемной зоной являются **туалеты и кухни**. Различные жидкости, отходы продуктов, влага, создают отличные условия для протекания процесса коррозии. Поэтому, подпольная часть фюзеляжа требует обязательного контроля технического состояния. Подпольная часть фюзеляжа является потенциально опасной зоной не только в области туалетов и кухонь. В этом месте собираются конденсат, вода, грязь, проникающие в зазоры и щели конструктивных соединений. Проблема может усугубляться нарушением вентиляции и дренажа в подпольном пространстве.

Коррозионная активность конденсата определяется его составом. Как правило, конденсат содержит: нитраты, фториды, хлориды, сульфаты, сульфиды, аммонийный азот.

Велика вероятность коррозии и в **отсеках шасси**. Здесь, неблагоприятными факторами являются грязь, вода, соли, твердые частицы, попадающие в отсеки при движении по ВПП и повреждающие защитное покрытие.

Карбоновые композиционные материалы не устраняют проблему коррозии, т.к., контактируя с металлами в условиях влажности,

образуют катод, обеспечивая условия для гальванической коррозии. В таком случае, необходимо обеспечивать изоляцию между металлическими и композитными деталями.

Коррозия деталей **воздухозаборников** двигателей инициируется главным образом механическими повреждениями поверхностей: аэродромная пыль, мелкие камни – разрушают лакокрасочные покрытия, обнажая металл для разрушающего воздействия окружающей среды.

Известно, что **клеесварные соединения обшивки** обладают рядом существенных преимуществ. Однако, при рассмотрении проблемы коррозии, необходимо отметить их высокую чувствительность к воздействию коррозионно-активной среды. Это объясняется разрушением клеевой прослойки и заполнением образовавшихся полостей влагой, структурными изменениями в металле при выполнении точечной сварки.

Важность проблемы коррозии и сложность выявления очагов коррозии определяют необходимость применения методов неразрушающего контроля. В первую очередь следует отметить возможности метода вихревых токов, ультразвуковой диагностики, радиографического контроля.

Существует значительное разнообразие видов коррозии.

По механизму протекания коррозионных процессов отмечают химическую и электрохимическую виды коррозии.

Химической называется коррозия, при которой металл подвергается разрушению только из-за окисления, то есть потери атомами внешних валентных электронов.

Химической также называют газовый вид коррозии, когда металл соприкасается с сухими газами при высокой температуре. Газовому виду коррозии частенько подвергаются сопла, выхлопные патрубки, лопатки газовых турбин, элементы реактивных двигателей и т.д. Главный способ борьбы с газовой коррозией – это выбор сплава, на поверхности которого в агрессивной среде и при высокой температуре образуется пленка, останавливающая разрушение. Процесс химической коррозии не сопровождается протеканием электрического тока между металлом и агрессивной средой, а продукты коррозии появляются непосредственно на той области по-

верхности металла, где происходит взаимодействие агрессивной среды и металла.

Электрохимическая коррозия возникает при взаимодействии металла с электролитами - растворами различных солей, щелочей, кислот, водными растворами. Данный вид коррозии наиболее распространен. Если потенциалы участков корродирующей поверхности различны, то возникает электрохимическая коррозия. Разность потенциалов появляется по многим причинам – это может быть наличие пятен краски, карбидов, графита, иными словами неметаллических включений, контакт разнородных металлов или микронапряжения.

Некоторые виды коррозии, классифицированные в соответствии с характером повреждения, представлены на рис.2.6 – 2.12.

В авиационных конструкциях распространена **расслаивающая коррозия** (рис.2.6.).

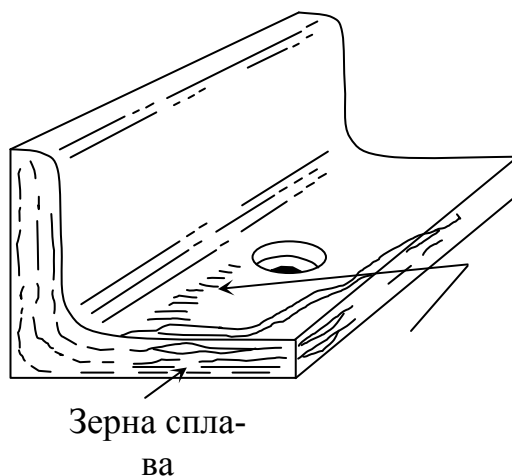


Рис. 2.6. Расслаивающая коррозия

Признаками данного вида коррозии являются отслаивание металла, потеря толщины элементов конструкции. Чаще всего можно наблюдать на стрингерах, изготовленных из прессованного сплава.

Питтинговая коррозия (рис.2.7.) является локализованным видом коррозионного повреждения. Питтинговую коррозию можно наблюдать на алюминиевых сплавах, нержавеющей стали и других металлах при нарушении тонкой оксидной пленки. В зависимо-

сти от условий протекания процесса питтинги могут быть различной формы и глубины.

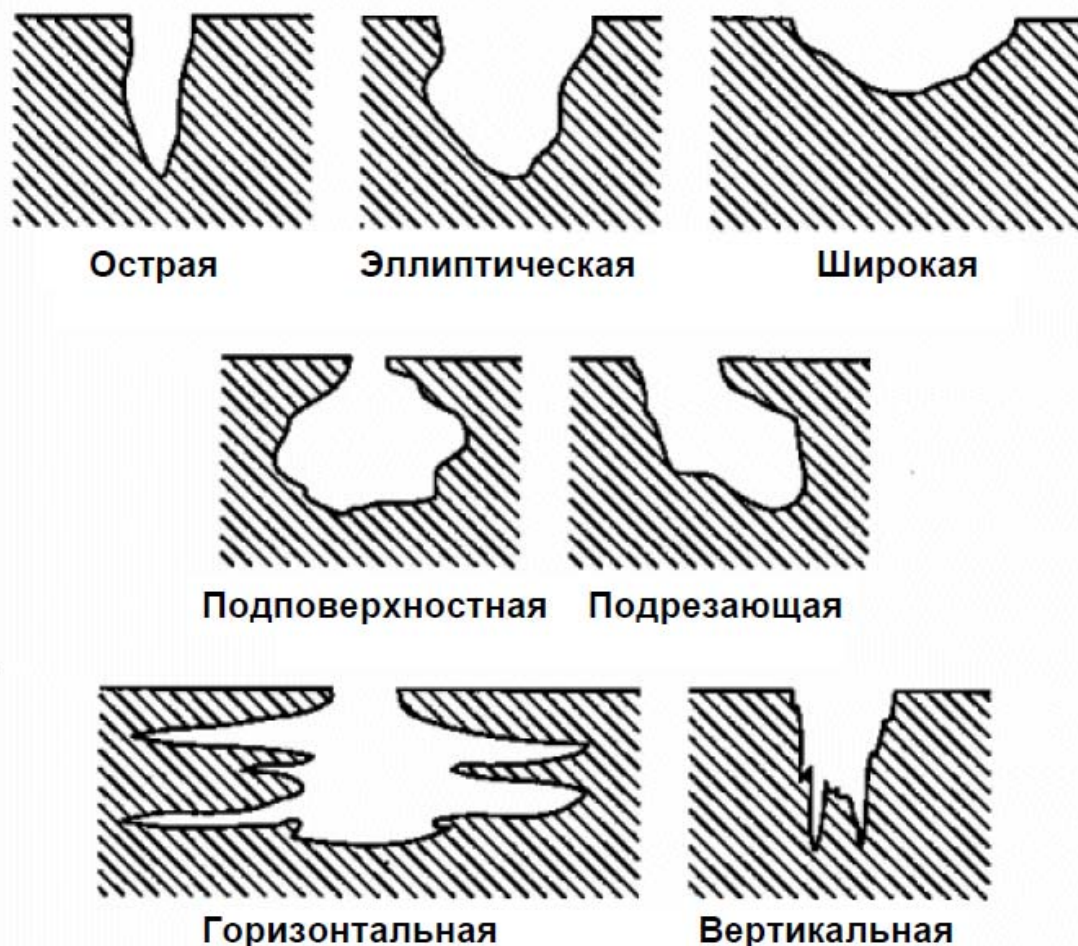


Рис.2.7. Питтинговая коррозия

Нитевидная коррозия является формой коррозии, протекающей под тонкими покрытиями в виде беспорядочно распределенных нитей (рис.2.8.). Нити представляют собой локализованные продукты коррозии под «вспучившимся» покрытием. Во многих случаях нитевидная коррозия выявляется без помощи специальных устройств. Наблюдается такая коррозия на стали, магнии, алюминиевых сплавах.

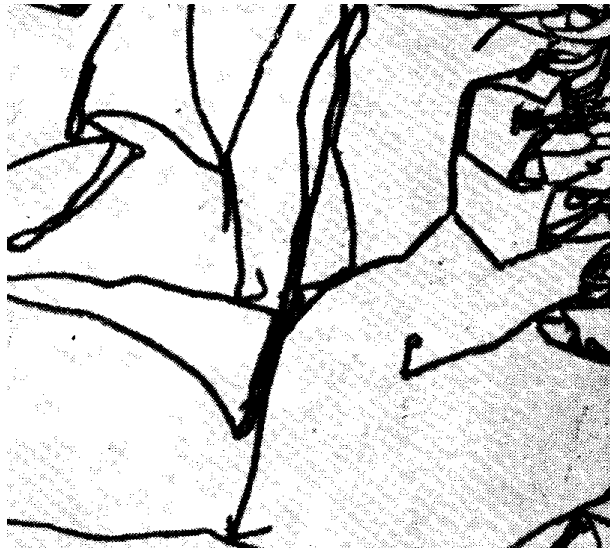


Рис.2.8. Нитевидная коррозия стали под прозрачным лаком.

Щелевая коррозия (рис.2.9.) представляет особую опасность для конструкций воздушных судов. Характеризуется это вид коррозии локальной поврежденностью в области соединений. Учитывая количество таких мест в конструкции современного воздушного судна, следует предусмотреть возможность их автоматизированного контроля и методы предупреждения щелевой коррозии.

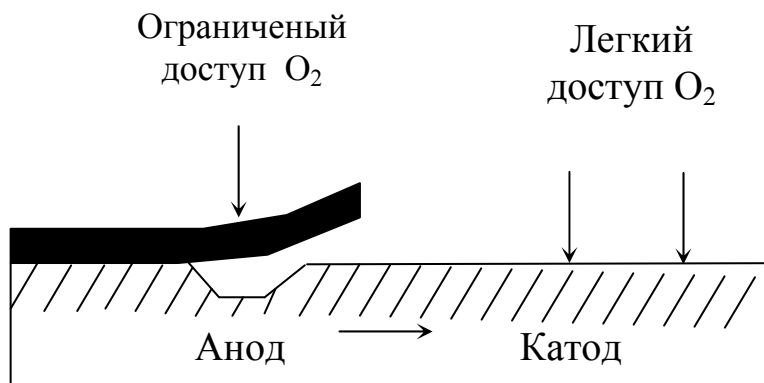


Рис.2.9. Щелевая коррозия

тело зерен. При малой коррозионной потере массы разрушение материала может проникать на большую глубину и сопровождаться снижением прочности и пластичности материала, что быстро приводит к выходу из строя всей конструкции. Межкристаллитная коррозия относится к электрохимическим процессам, и обусловле-

на тем, что твердый раствор при определенных условиях может расслаиваться с образованием по границам зерен фаз, обогащенных одним из компонентов материала, а участки, непосредственно прилегающие к границам зерен, оказываются обедненными этим компонентом. Под действием той или иной агрессивной среды происходит избирательное анодное растворение либо обогащенных, либо соседних с ними обедненных зон.

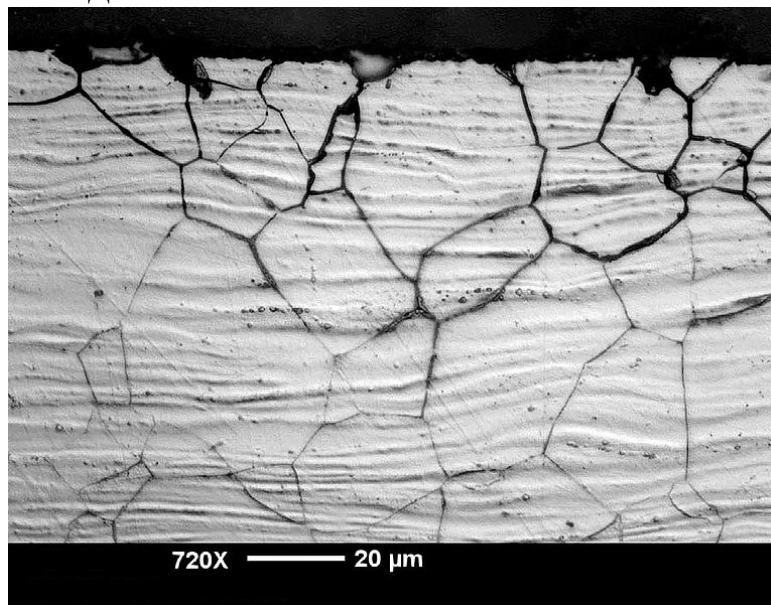


Рис.2.10. Сечение металла с признаками межкристаллитной коррозии.

Фреттинг-коррозия может возникнуть на смежных высоконагруженных поверхностях соединений в результате их взаимного перемещения вследствие действия нагрузок или вибраций. Взаимное перемещение приводит в износу поверхностей. Известный феномен, наблюдаемый в эксплуатации воздушных судов, когда рядом с заклепками образуется темный след по направлению против полета, обусловлен фреттинг коррозией («smoking rivets») (2.11). Возникновение фреттинг-коррозии не требует присутствия электролита.



Рис.2.11. Следы фреттинг-коррозии у заклепочного шва

Коррозия под напряжением вызывается одновременным действием растягивающих напряжений и коррозионной среды. Напряжения могут быть вызваны приложенными нагрузками или остаточными напряжениями (рис.2.12.).

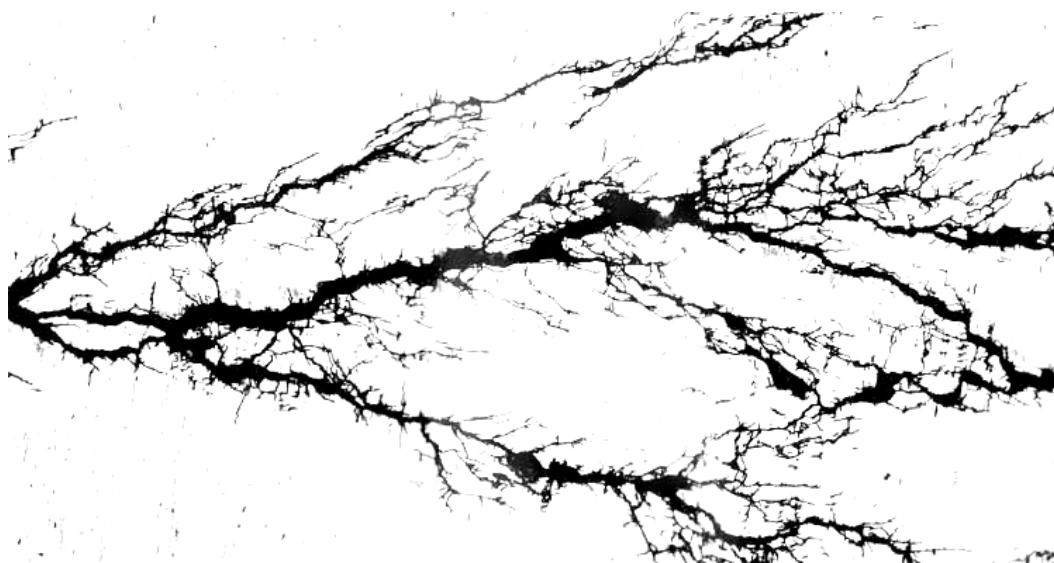


Рис.2.12. Сечение детали с признаками коррозии под напряжением

Коррозионное растрескивание металлов – это один из видов коррозии, при котором в металле зарождается и развивается множество трещин. Возникает коррозионное растрескивание при одновременном воздействии на металл агрессивной коррозионной среды и растягивающих напряжений. Характерной особенностью

коррозионного растрескивания является практически полное отсутствие пластической деформации металлического изделия.

На поверхности элементов авиационных конструкций, например на обшивке, можно наблюдать **равномерную коррозию**. На алюминиевых сплавах такая коррозия выглядит как белый или серый налет. Равномерная коррозия небольшой глубины может устраняться зачисткой абразивными материалами, например, наждачной бумагой. После зачистки поверхность покрывается необходимыми лакокрасочными материалами.

Микробиологическая коррозия чаще всего встречается в топливных системах воздушных судов. Обусловлено это тем, что практически все топлива, в том числе и авиационные керосины, не устойчивы к воздействию микроорганизмов и являются достаточно благоприятной средой для развития ряда видов микроскопических грибов и бактерий. Рост микроорганизмов может приводить к накоплению в топливных системах большого количества биомассы и агрессивных продуктов жизнедеятельности (органических кислот, аминокислот, ферментов и т. д.). Накопление в топливных системах продуктов роста и жизнедеятельности микроскопических грибов и бактерий может вызывать засорение фильтров и других агрегатов, нарушение работы датчиков топливоизмерительной аппаратура, повреждение внутренних защитных покрытий и коррозионные поражения материалов топливных систем.

При изучении продуктов коррозии следует учитывать, что для каждого металла характерен свой внешний вид продуктов коррозии.

Алюминиевые сплавы - при постоянном контакте с влагой и нарушении ЛКП через 1 -2 недели темнеют (потемнение оксидной пленки), затем поверхность становится темно серой. Через 5-6 недель воздействия влаги поверхность сплава становится темной и покрывается серым матовым налетом. Признаком коррозии алюминиевых сплавов является появление на поверхности детали большого количества белых или серых пятен или отдельно изолированных друг от друга, еле заметных язвин, иногда имеющих на обшивке вид черных точек. С развитием коррозионного процесса

эти признаки усугубляются: появляются глубокие коррозионные очаги, язвы или происходит расслоение материала детали.

Продукты коррозии алюминия и алюминиевых сплавов состоят в основном из Al_2O_3 и $Al(OH)_3$, а также из солей металлов, входящих в состав данного сплава.

Магниевые сплавы - в атмосферных условиях на них появляются светло серые точки и пятна, их цвет не меняется в течение длительного времени, цвет оксидной пленки сохраняется. При постоянном контакте с влагой поверхность становится серой. Через 3-4 недели (при нарушенном ЛКП) на детали из магниевого сплава развиваются глубокие коррозионные язвы с желто-серыми продуктами коррозии. Коррозия магниевых сплавов с наличием антикоррозионной защиты обнаруживается по вспучиванию ЛКП и появлению рыхлого влажного солевого налета грязно-белого цвета.

Продукты коррозии магния представляют собой смесь магния с его углекислой солью.

Сталь - при нахождении стальных деталей в атмосферных условиях сначала на них образуются мелкие ярко оранжевые точки, которые через 5-6 недель темнеют и поверхность покрывается плотным бурым слоем ржавчины.

Повышение температуры воздействия конденсата приводит к более быстрому росту количества продуктов коррозии от чернобурого до черного цвета. Продукты коррозии состоят из окислов и гидроокисей железа.

Медные сплавы - при 95%-ной влажности первые три недели имеют радужную пленку, затем через 5-6 недель поверхность становится черной с наличием на ней белого налета.

Продукты коррозии **цинковых и кадмиевых** покрытий имеют серую или темную окраску. Они состоят из ZnO , CdO , $Zn(OH)_2$, $Cd(OH)_2$, $ZnCO_3$.

Предотвращение коррозии воздушных судов является комплексной задачей, требующей выполнения условий, показанных на рис.2.13.

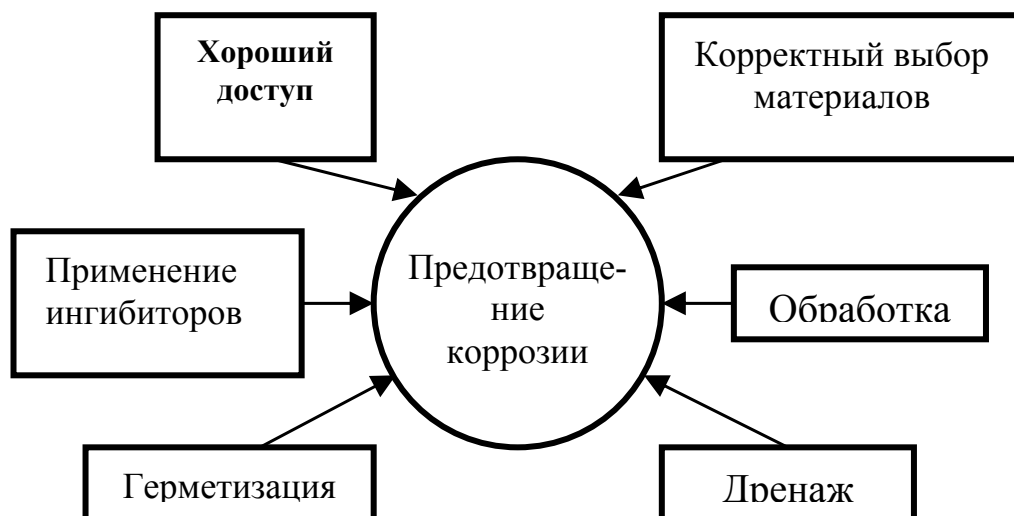


Рис.2.13. Пути решения проблемы коррозии воздушных судов

Наиболее распространенными методами предохранения металлов и сплавов от коррозии является создание на их поверхности защитных покрытий. По виду материалов, из которых состоят защитные покрытия, их можно разделить на следующие группы: а) металлические (гальванические); б) неорганические неметаллические (окисные, фосфатные и т.п.); органические.

Рассмотрим подробнее один из современных способов защиты от коррозии – применение пленкообразующих защитных покрытий (Corrosion Preventive Compounds, CPC).

Основное их отличие от ЛКП - их легкоосъемность. Эффективность пленкообразующих защитных покрытий обуславливается рядом следующих свойств:

- замедление коррозии;
- смачиваемость защищаемой поверхности;
- способность вытеснять воду;
- проникновение в щели и трещины;
- образование легкоосъемных защитных пленок небольшой толщины (до 100 мкм).

Пленкообразующие антикоррозионные не являются самостоятельным видом покрытия, они дополняют стандартные общеприня-

тые средства – анодирование, применение лакокрасочных покрытий и др., но, обладая выше упомянутыми свойствами, могут ликвидировать опасность коррозии при повреждении существующего, выполненного при производстве самолета, покрытия.

Существует значительное число разнообразных покрытий, имеющих достаточно высокие антикоррозионные свойства. В тоже время, необходимо учитывать, что многие антикоррозионные покрытия являются поверхностно-активными веществами и поэтому, могут оказывать влияние на процесс усталостного повреждения и разрушения. Как показали исследования, проведенные в Национальном авиационном университете, в ряде случаев можно ожидать проявление негативных побочных эффектов: ускорение процесса накопления усталостных повреждений в поверхностном слое, ускорение усталостных трещин, изменение несущей способности заклепочных соединений. Это подчеркивает необходимость комплексного анализа функциональных свойств покрытий при принятии решения об их использовании.

3. ФИЗИЧЕСКАЯ ПРИРОДА РАЗРУШЕНИЯ МЕТАЛЛОВ. СТАДИЙНОСТЬ РАЗРУШЕНИЯ

3.1. Теоретическая и реальная прочность материалов

Теоретическая прочность при растяжении. Прочность твердого тела обусловлены наличием сил взаимодействия между атомами, ионами или молекулами при сближении их на достаточно малые расстояния. Между этими частицами (для металлов это атомы) действуют силы притяжения и отталкивания. Рассмотрим эти силы.

При отсутствии внешних напряжений полная энергия взаимодействия двух атомов (энергия связи) в зависимости от расстояния между этими атомами r (рис. 3.1а) может быть описана функцией

$$U(r) = -\frac{A}{r^M} + \frac{B}{r^N}, \quad (3.1)$$

где A , B , M и N – постоянные ($N > M$).

Первое слагаемое в правой части (3.1) описывает энергию притяжения, а второй член – энергию отталкивания атомов.

Зависимость сил взаимодействия между атомами от расстояния r получим при дифференцировании выражения (3.1):

$$F(r) = -\partial U / \partial r = -\frac{A_1}{r^m} + \frac{B_1}{r^n} \quad (3.2)$$

где $A_1 = MA$, $B_1 = NB$, $m = M + 1$ и $n = N + 1$ – постоянные.

На рис. 3.1 б показано изменение от r сил притяжения A_1 / r^m (кривая 1), отталкивания B_1 / r^n (кривая 3) и их результирующей силы $F(r)$ (кривая 2).

В стабильном состоянии (минимум потенциальной энергии) силы притяжения и отталкивания уравниваются на некотором межатомном расстоянии $r = a$ ($F(a) = 0$) (рис. 3.1б).

Если значение силы отнести к единице площади атома ($\approx a^2$), то силу F можно заменить напряжением $\sigma \approx F / a^2$.

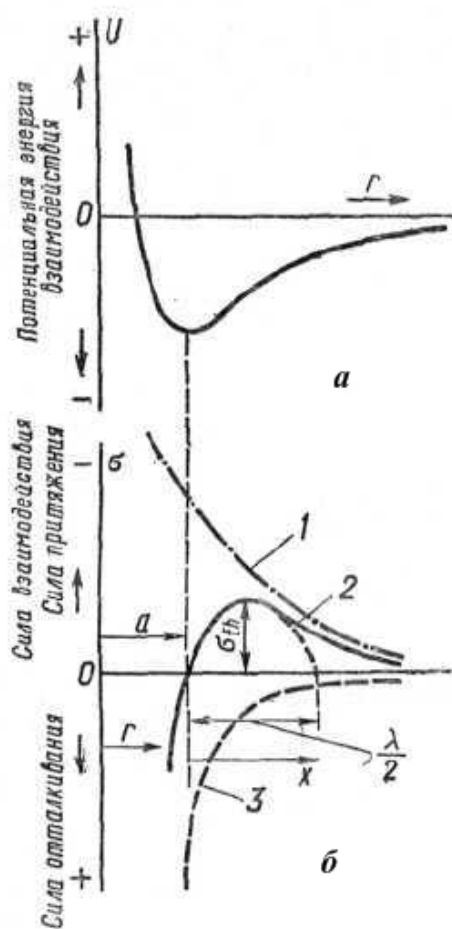


Рис. 3.1. Изменение потенциальной энергии $U(r)$ (а) и сил взаимодействия между атомами (б) в зависимости от расстояния r между ними:

1 – сила притяжения; 2 – равнодействующая сила; 3 – сила отталкивания

Прочность твердого тела – сопротивление разрыву межатомных связей – обеспечивается силами притяжения между атомами. При внешней растягивающей нагрузке расстояние между атомами увеличивается ($r > a$) и, согласно (3.2) (кривая 2 на рис. 3.1), существует некоторая максимальная сила F_{th} или напряжение $\sigma_{th} = F_{th} / a^2$, при котором межатомная связь разрывается. Это напряжение называют *теоретической прочностью* материала. Проведем оценку этого напряжения.

Изменение напряжения при растяжении атомов от равновесного положения на малое расстояние x ($x = r - a > 0$) можно аппроксимировать отрезком синусоиды с периодом λ (кривая 2 на рис. 3.1). Тогда для малых смещений атомов ($x / \lambda \ll 1$) получим приближение

$$\sigma(x) \cong \sigma_{th} \sin \frac{2\pi x}{\lambda} \approx \sigma_{th} \frac{2\pi x}{\lambda}. \quad (3.3)$$

Для таких малых относительных деформаций x/a можно применить закон Гука

$$\sigma(x) = \frac{Ex}{a}, \quad (3.4)$$

где E – модуль упругости материала.

Приравнивая (3.3) и (3.4), получим

$$\sigma_{th} = \frac{\lambda E}{2\pi a}, \quad (3.5)$$

Параметр λ , входящий в формулу (3.5), определим из энергетических представлений разрыва связей.

Удельная работа W (на единицу площади атома), которую необходимо совершить для разрыва связи между атомами, будет равна площади под синусоидой (кривая 2 на рис. 3.1) на полупериоде $\lambda/2$. С учетом принятой зависимости для напряжений (3.3), получим

$$W = \int_0^{\lambda/2} \sigma(x) dx = \int_0^{\lambda/2} \sigma_{th} \sin \frac{2\pi x}{\lambda} dx = \frac{\lambda \sigma_{th}}{\pi}. \quad (3.6)$$

В твердых и жидких телах поверхностный слой атомов имеет незанятые межатомные связи в направлении нормали к поверхности. Энергия этих незанятых связей, отнесенная к единице площади, называется поверхностной энергией γ_s .

При хрупком разрушении в кристалле образуются новые поверхности. Если при удалении атомов друг от друга в области поверхности разрыва энергия ни на что другое не расходуется, то можно предположить, что энергия новых поверхностей γ_s будет измеряться энергией W , необходимой для их образования. Тогда, используя выражение (3.6) и учитывая, что при разрушении образуются две свободные поверхности, запишем

$$\frac{\lambda \sigma_{th}}{\pi} = 2\gamma_s. \quad (3.7)$$

Подставив (3.7) в формулу (3.5), получаем выражение для теоретической прочности

$$\sigma_{th} = \sqrt{\frac{\gamma_s E}{a}}. \quad (3.8)$$

С учетом физической оценки для поверхностной энергии $\gamma_s \cong 0,01Ea$ из (3.8) следует

$$\sigma_{th} \approx \frac{E}{10}. \quad (3.9)$$

В табл. 3.1 приведены примеры соотношения между расчетной величиной теоретической прочности для некоторых твердых тел и их реальной прочностью.

Таблица 3.1.

Соотношение теоретической и реальной прочности твердых тел при растяжении

Материал	Реальная прочность, МПа	$\sigma_{теор}/\sigma_{реал}$
Усы $Al_2 O_3$	$1,54 \times 10^4$	3,3
Усы железа	$1,3 \times 10^4$	2,3
Высокоуглеродистая рояльная проволока	$2,5 \times 10^3$	5,6
Борные волокна	$2,4 \times 10^3$	14,5
Стекло	$1,1 \times 10^2$	66
NaCl	$1,0 \times 10^2$	40

Оценка теоретической прочности приведенных в табл. 3.1. материалов выполнялась по формуле (3.9) на основании гипотезы об отсутствии дефектов в этих телах. В реальном теле силы в силу наличия местных дефектов возникают мощные микроскопические концентраторы напряжений, и межатомные связи преодолеваются не от величины действующего напряжения, а от внутренних напряжений, многократно превышающих приложенное усилие. Предположение о роли дефектов в разрушении твердых тел имеет экспериментальное и теоретическое подтверждение. Таким образом, реальная прочность твердых тел во многом обусловлена наличием в них дефектов, например дефектов строения кристаллической решетки.

Теоретическая прочность при сдвиге. Для того чтобы произвести синхронный сдвиг одной части совершенного кристаллического тела, не имеющего дефектов, относительно его другой части, необходимо приложить к этому телу сдвиговые напряжения τ , равные теоретической прочности на сдвиг τ_{th} (рис. 3.2).

Предположим, что атом 2 переходит из положения $x = A$ через состояние $x = B$ в положение $x = C$ (остальные атомы в данной плоскости синхронно перемещаются на одинаковое расстояние b). При этом допускаем, что атомы нижнего ряда $1', 2', \dots$ связаны друг с другом и находятся в состоянии покоя. Для атома 2 в положении $x = A$ и $x = B$ напряжение τ , необходимое для сдвига, равно нулю. В положении $x = B$ атом 2 находится в состоянии неустойчивого равновесия. При переходе атома из положения $x = A$ в положение $x = B$ необходимо приложить максимальное сдвиговое напряжение τ_{th} .

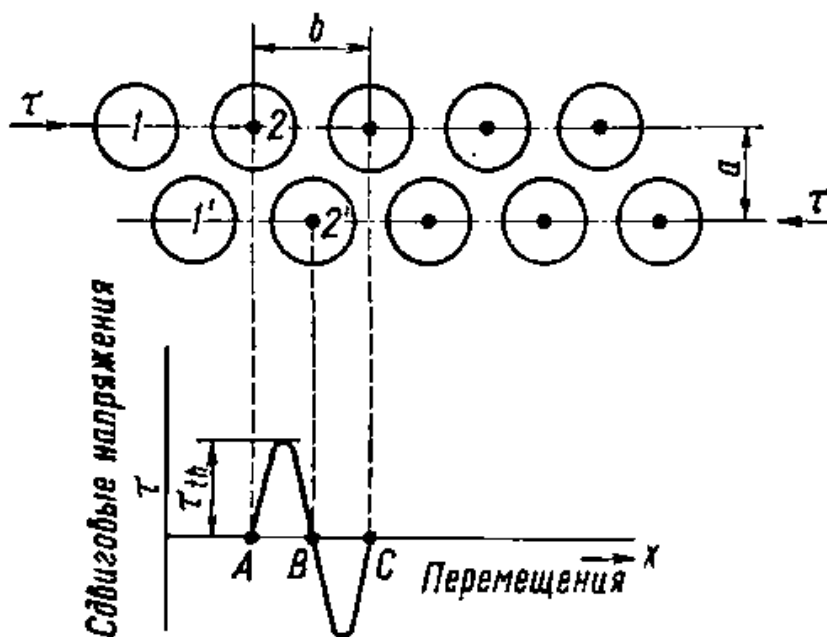


Рис. 3.2. Определение сдвиговых напряжений как функции перемещения атомов. b – расстояние между атомами в направлении сдвига, a – расстояние между атомами в направлении, перпендикулярном к плоскости скольжения.

Напряжение сдвига в направлении оси x будет функцией расстояния смещения b . При этом изменение напряжения сдвига можно записать в виде синусоидальной функции

$$\tau = \tau_{th} \sin\left(\frac{2\pi x}{b}\right). \quad (3.10)$$

При малом перемещении x равенство (3.10) приближается к следующей зависимости:

$$\tau \cong \tau_{th} \left(\frac{2\pi x}{b}\right). \quad (3.11)$$

В области таких малых перемещений сдвиговое напряжение τ можно выразить через закон Гука:

$$\tau = \frac{Gx}{a}, \quad (3.12)$$

где G – модуль сдвига.

Из уравнений (3.11) и (3.12) с учетом того, что $a \approx b$, получаем выражение для максимального сдвигового напряжения - теоретической прочности на сдвиг

$$\tau_{th} = \frac{b}{a} \frac{G}{2\pi} \approx \frac{G}{2\pi}. \quad (3.13)$$

У большинства металлов реальная величина напряжения сдвига в зависимости от кристаллической структуры на 3...4 порядка меньше теоретической прочности τ_{th} совершенных кристаллов (табл. 3.2).

Таблица 3.2.

Соотношение теоретической и реальной прочности твердых тел при сдвиге

Материал	Теоретическая прочность, МПа	$\tau_{теор}/\tau_{реал}$
Медь	$6,4 \times 10^3$	$6,4 \times 10^3$
Серебро	$4,5 \times 10^3$	$7,5 \times 10^3$
Никель	$11,0 \times 10^3$	$1,9 \times 10^3$
Магний	$3,0 \times 10^3$	$3,6 \times 10^3$
Цинк	$4,8 \times 10^3$	$5,1 \times 10^3$

Это свидетельствует о том, что сдвиг в кристаллах происходит не посредством жесткого смещения целых атомных плоскостей

друг относительно друга, а осуществляется смещением относительно малого количества атомов. Такой механизм возможен при наличии особых дефектов строения кристаллической решетки – подвижных дислокаций.

3.2. Кристаллическая структура металлов

Твердые тела могут быть аморфными, в которых атомы расположены беспорядочно и кристаллическими, когда атомы в пространстве упорядочены.

Геометрическая модель закономерно повторяющихся в пространстве атомов или ионов в кристалле, называется **кристаллической решеткой**.

Металлы являются кристаллическими материалами с объемно центрированными кубическими (ОЦК), гранецентрированными кубическими (ГЦК), простыми кубическими и гексагональными плотноупакованными решетками (ГПУ) (рис.3.3, 3.4).

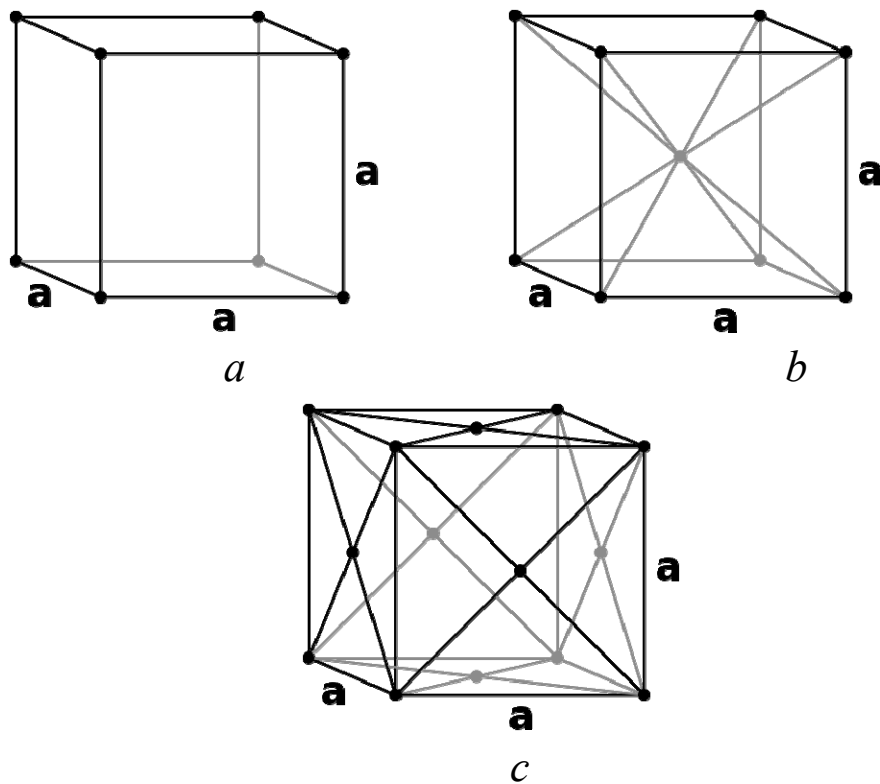


Рис.3.3. Кристаллы кубической системы:
а – простая кубическая система; б – объемно-центрированная кубическая система; с – гранецентрированная кубическая система

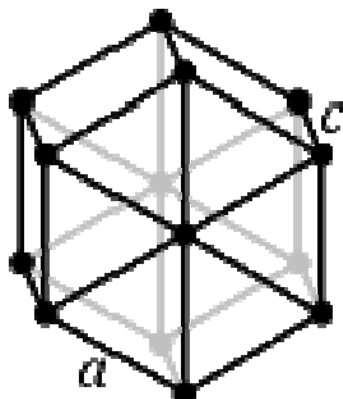


Рис.3.4. Гексагональная плотноупакованная решетка

В табл.3.3 указаны типы кристаллических решеток некоторых металлов при комнатной температуре.

Таблица 3.3

Кристаллическая структура металлов (при комнатной температуре)

Металл	Алюминий	Никель	Платина	Серебро	Медь
Структура	ГЦК	ГЦК	ГЦК	ГЦК	ГЦК
Металл	Хром	Ванадий	Ниобий	Железо	Кадмий
Структура	ОЦК	ОЦК	ОЦК	ОЦК	ГПУ
Металл	Кобальт	Титан	Цинк	Цирконий	Магний
Структура	ОЦК	ОЦК	ОЦК	ОЦК	ОЦК

Что касается простой кубической решетки, то к этой категории относится только один металл - полоний.

Компактность кристаллической решетки или степень заполненности определяется следующими показателями: параметр решетки, число атомов в каждой элементарной ячейке, координационное число и плотность упаковки.

Параметр решетки - это расстояние между атомами по ребру элементарной ячейки, измеряемое в нанометрах ($1 \text{ нм} = 10^{-9} \text{ м}$). Параметры кубических решеток характеризуются длиной ребра куба и обозначаются буквой a .

Для гексагональной решетки используют два параметра - сторону шестигранника a и высоту призмы c .

Для кубических решеток параметр a находится в пределах от 0,286 до 0,607 нм. Для металлов с гексагональной решеткой a лежит в пределах 0,228-0,398 нм, а c в пределах 0,357- 0,652 нм.

Координационное число - это количество ближайших соседей данного атома.

В ОЦК решетке атом в центре находится на наиболее близком и равном расстоянии от восьми атомов, расположенных в вершинах куба, т. е. координационное число этой решетки равно 8.

В ГЦК решетке атом на грани куба находится на наиболее близком равном расстоянии от четырех атомов, расположенных в вершинах куба, от четырех атомов, расположенных на гранях куба, и, кроме того, от четырех атомов, принадлежащих расположенной рядом кристаллической ячейке. Координационное число равно 12.

Плотность упаковки характеризуется отношением суммарного объема, занимаемого атомами в кристаллической решетке, к ее полному объему. В ГЦК решетке атомы занимают 74 % всего объема кристаллической решетки. В ОЦК решетке атомы занимают 68 % всего объема. Компактность решетки зависит от особенностей электронной структуры металлов и характера связи между их атомами.

Тип кристаллической решетки в значительной степени определяет свойства металла.

В кристаллах существуют плоскости, по которым в основном происходит перемещение одной части кристалла относительно другой. Такие плоскости называются **плоскостями скольжения**.

Скольжение происходит по некоторым преимущественным направлениям. Эти направления называются **направлениями скольжения**. Сочетание плоскости скольжения и направления скольжения образует **систему скольжения**.

Плоскости скольжения и направления скольжения имеют максимальную плотность атомов.

Рассмотрим металл с ГЦК структурой. В таком кристалле существуют четыре равнонагруженные октаэдрические плотноупакованные плоскости, обозначенные с помощью так называемых индексов Миллера как плоскости типа (111) (рис. 3.5, а). В каждой из

них реализуются по три направления скольжения. Следовательно, в ГЦК кристаллах существует 12 основных систем скольжения.

В кристаллах с ОЦК структурой (рис. 3.5, б) основными плоскостями возможного скольжения являются плоскости типа (110) и имеется два направления скольжения с индексами [111] в этих плоскостях. Очевидно, что общее число основных систем скольжения, так же как и в случае ГЦК структуры, составляет 12.

В кристаллах, имеющих ГПУ структуру (рис.3.5, в), плоскостями скольжения являются плоскости базиса (0001), а преимущественными направлениями скольжения – направления $[11\bar{2}0]$. Таким образом, в ГПУ кристаллах имеет место только одна плоскость и три направления скольжения, что в совокупности образует три основные системы скольжения.

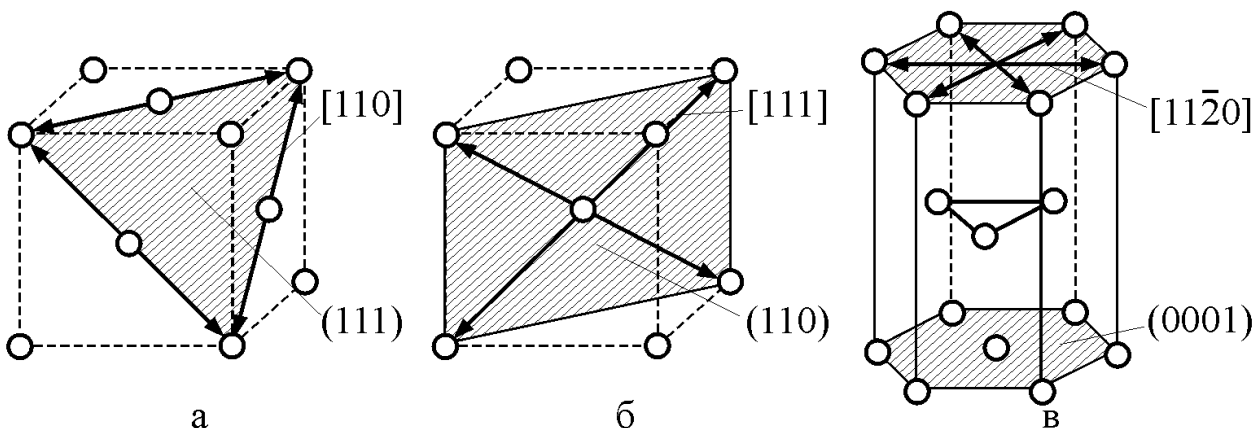


Рис.3.5. Основные плоскости и направления скольжения в решетках: а – ГЦК; б – ОЦК; в – ГПУ

Деформация определяется величиной приведенного направления сдвига, τ_R , которое можно определить, зная величину растягивающего напряжения, σ (рис.3.6):

$$\tau_R = \sigma \cos\varphi \cos\lambda$$



Рис.3.6. Схема определения приведенного направления сдвига

Минимальное напряжение сдвига, необходимое для инициирования скольжения называется **критическое приведенное напряжение сдвига**:

$$\tau_{кр.} = \sigma_y (\cos \varphi \cos \lambda)_{MAX}$$

$$\sigma_y = \frac{\tau_{кр.}}{(\cos \varphi \cos \lambda)_{MAX}}.$$

Максимальное значение произведения $(\cos \varphi \cos \lambda)$ соответствует $\varphi = \lambda = 45^\circ$. При этом $\cos \varphi \cos \lambda = 0.5$.

Критическое приведенное напряжение сдвига является фундаментальной характеристикой механических свойств металла, поскольку она связана с основным видом пластической деформации сдвига вдоль плоскостей скольжения. На величину $\tau_{кр.}$ существенное влияние оказывают такие переменные параметры, как степень чистоты металла, концентрация легирующих элементов, скорость деформации, температура и пр.

Наиболее важным переменным параметром является, несомненно, степень чистоты металлических кристаллов. Величина напряжений $\tau_{кр.}$ существенно меньше предела текучести при испытании на сдвиг технически чистых металлов, чем для сплавов на их основе. Так, для железа чистотой 99,96% $\tau_{кр.} = 15$ МПа, а для стали Ст3 $\tau_{кр.} = 105$ МПа. Критическое напряжение сдвига также очень сильно зависит от температуры, при которой оно измеряется, особенно если эта температура значительно ниже точки плавления.

Для кристаллов алюминия чистоты 99,996% выявлена заметная зависимость $\tau_{кр}$ от температуры ниже 200 K, но выше этой температуры указанная зависимость не очень сильна; подобные же результаты были получены на кристаллах меди. Скорость деформирования также влияет на величину $\tau_{кр}$, которая возрастает при увеличении скорости.

Закон Шмида определяет условия протекания скольжения:

- начальное напряжение скольжения зависит от различных факторов, включая кристаллографическую ориентацию относительно оси нагружения;
- пластическая деформация определяется величиной приведенного напряжения сдвига;
- скольжение начинается в системе скольжения, для которой приведенное напряжение сдвига достигает критического значения.

Произведение $\cos\phi \cos\lambda$ называется **фактор Шмида**.

3.3. Дислокации. Внутренние напряжения

В кристаллической решетке реального металла находятся различные дефекты: точечные, поверхностные, объемные, линейные.

К точечным дефектам относятся вакансии, т. е. незаполненные узлы решетки, межузельные атомы данного металла, примесные атомы замещения, примесные атомы внедрения.

Поверхностные дефекты включают в себя главным образом границы зерен, имеющие искаженную кристаллическую решетку.

Объемные дефекты кристаллической решетки включают трещины и поры.

К линейным дефектам, имеющим длину, значительно превышающую их поперечные размеры, относятся **дислокации**.

Предположение о наличии дислокаций было выдвинуто в связи с необходимостью объяснить значительную разницу расчетных и фактических величин касательных напряжений, необходимых для начала пластических деформаций. Расчетные значения этих касательных напряжений превышали фактические на три-четыре порядка. Такую существенную разницу можно было объяснить лишь тем, что действительный процесс скольжения осуществляется не

одновременным смещением всех атомов одной кристаллографической плоскости относительно атомов смежной, параллельной плоскости, а последовательным смещением групп атомов, расположенных в данной плоскости.

Дислокации бывают двух видов: а) краевые; б) винтовые.

Краевая дислокация (рис.3.7) образуется в результате возникновения в решетке так называемой полуплоскости или экстраплоскости.

Линия дислокации проходит по краю экстраплоскости. Межатомные связи существенно искажены в непосредственной близости от дислокационной линии.

Механизм процесса движения дислокации объясняет возможность пластической деформации при напряжениях значительно меньших теоретической прочности.

Можно сравнить движение дислокации с перемещением гусеницы. Для перемещения всего тела одновременно гусенице пришлось бы приложить чрезмерно большое усилие. Вместо этого, гусеница перемещает лишь заднюю часть тела, образовав горб. Этот горб затем перемещается вперед и лишь в последней фазе движения происходит небольшое общее перемещение.

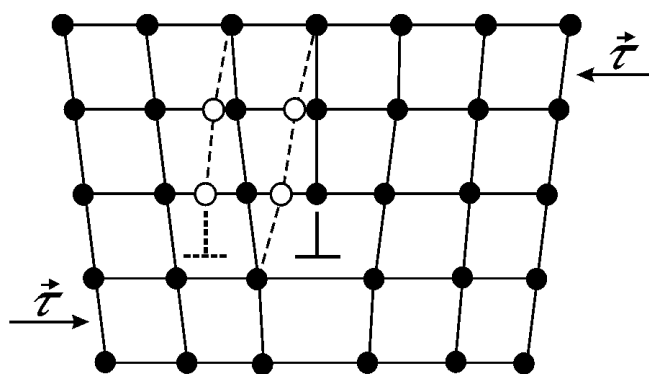


Рис.3.7. Перемещение дислокации на одно межатомное расстояние

Винтовая дислокация (рис.3.7) представляет собой особое расположение атомов для случая простой кубической решетки. Как показано на рисунке, атомы, расположенные слева от половинки плоскости А, остались на месте, а атомы справа от нее смещены

вниз на одно межплоскостное расстояние. Линию В, проходящую через границу полуплоскости А и оставшейся полуплоскости также называют винтовой дислокацией.

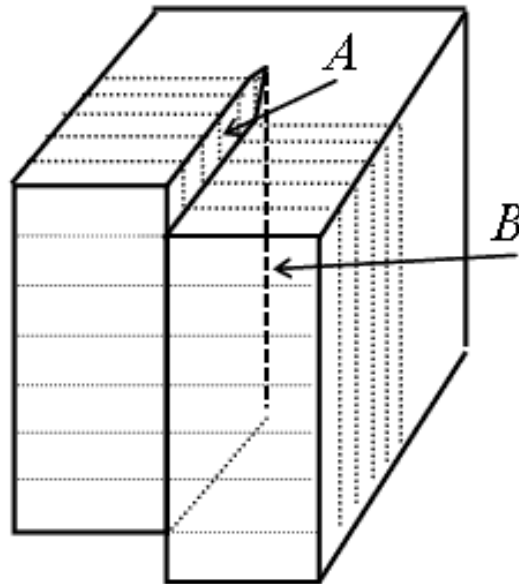


Рис.3.7. Винтовая дислокация

На практике чаще всего встречаются дислокации смешанного типа (рис.3.8). Криволинейная дислокация смешанного типа, соединяет точки А и В. В точке А расположение атомов отвечает краевой, а в точке В - винтовой дислокации. При продолжении воздействия дислокация А-В будет перемещаться, а заштрихованная площадь расширяться.

Дислокационная структура материала характеризуется плотностью дислокаций. **Плотность дислокаций** в кристалле определяется как среднее число линий дислокаций, пересекающих внутри тела площадку площадью 1 м^2 , или как суммарная длина линий дислокаций в объеме 1 м^3

Плотность дислокаций изменяется в широких пределах и зависит от состояния материала. После тщательного отжига плотность дислокаций составляет $10^5 \dots 10^7 \text{ 1/м}^2$, в кристаллах с сильно деформированной кристаллической решеткой плотность дислокаций достигает $10^{15} \dots 10^{16} \text{ 1/м}^2$.

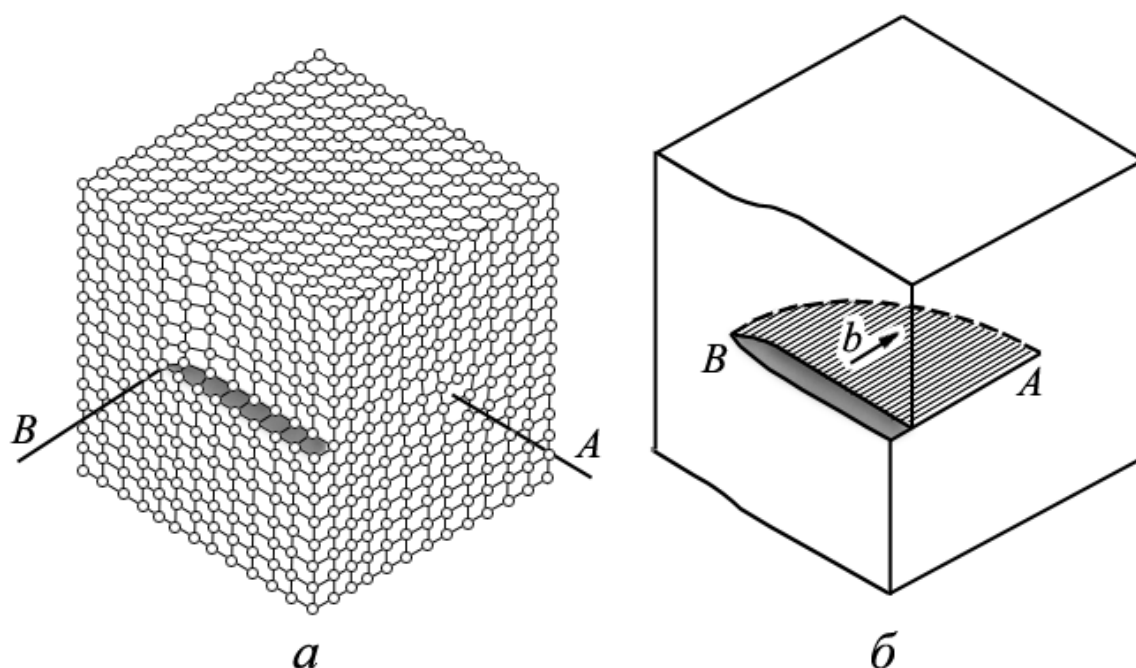


Рис.3.8. Криволинейная дислокация смешанного типа

Для характеристики вида дислокации и степени нарушения правильности взаимного расположения атомов, вносимого дислокацией используется так называемый **вектор Бюргерса**. Вектор Бюргерса определяется следующим образом: если в реальном кристалле обойти контур (контур Бюргерса), который был бы замкнутым в идеальном кристалле (например, в примитивном кристалле кубической сингонии это контур « n связей вверх, m связей вправо, p связей вниз, m связей влево»), заключив дислокацию «внутри» контура, то контур окажется незамкнутым. Вектор b , который нужен для замыкания контура, называется вектором Бюргерса (рис.3.9).

Величина и направление вектора не зависят от размеров контура Бюргерса и выбора точки начала контура, а полностью определяются видом дислокации. У краевой дислокации вектор Бюргерса равен межатомному расстоянию и перпендикулярен дислокационной линии, у винтовой дислокации — параллелен ей.

Полные дислокации легко перемещаются под действием напряжений в отличие от частичных дислокаций, у которых вектор Бюргерса меньше межатомного расстояния.

Скачок вектора Бюргера в некоторой точке означает, что дислокация ветвится. Если точек ветвления нет, то вектор Бюргера остаётся неизменным вдоль всей длины дислокации, поэтому дислокация не может начинаться или обрываться внутри кристалла.

Внутри кристалла дислокации связаны в единую объемную сетку; в каждом узле сетки соединены три дислокации и сумма их векторов Бюргера равна нулю.

В кристаллах содержатся дислокации разных знаков, различающиеся ориентацией векторов Бюргера. Дислокации одного знака, расположенные в одной плоскости, отталкиваются друг от друга, а противоположных знаков — притягиваются.

Вектор Бюргера определяет энергию дислокации, величину связанного с дислокацией сдвига, влияет на подвижность дислокации. Следовательно, вектор Бюргера — главная количественная характеристика дислокации.

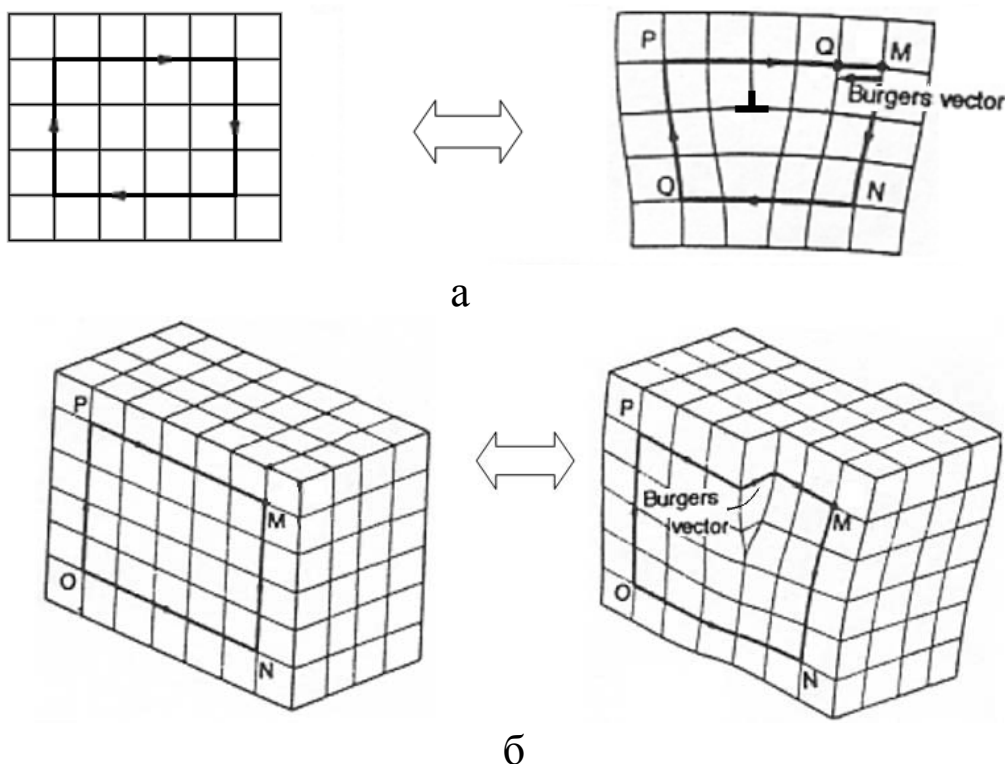


Рис.3.9. Определение вектора Бюргера: а - для краевой дислокации; б – для винтовой дислокации

Направление вектора Бюргера зависит от плоскости дислокации, которой обычно является плотноупакованная плоскость. Величина вектора Бюргера может быть определена по формуле:

$$\|b\| = \frac{a}{2} \sqrt{h^2 + k^2 + l^2},$$

где a – линейный размер элементарной ячейки;

$\|b\|$ - величина вектора Бюргерса;

h , k , и l – компоненты вектора Бюргерса

Наличие дислокаций вызывает дополнительные локальные напряжения. Характер действующих напряжений иллюстрируется схемой, представленной на рис.3.10.

В области экстраплоскости (верхняя часть кристалла на схеме) возникают напряжения сжатия, а в области под линией дислокации – напряжения растяжения.

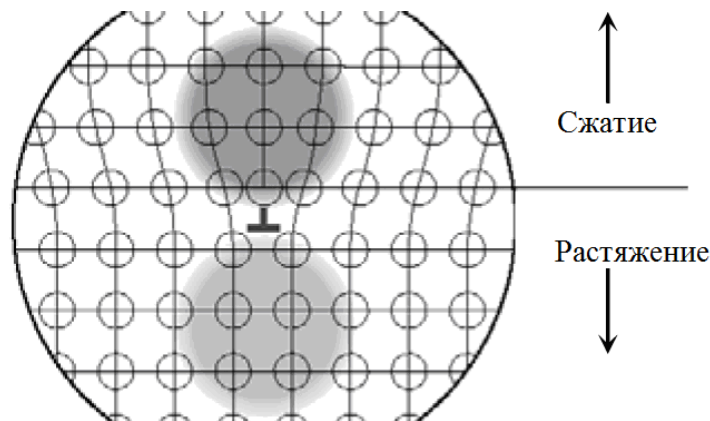


Рис.3.10. Поле напряжений вокруг дислокации

Напряжения, вызванные дислокациями, уменьшаются с увеличением расстояния от дислокации.

Краевые дислокации вызывают напряжения сжатия, растяжения, сдвига. Наличие винтовых дислокаций вызывает только внутренние напряжения сдвига.

Теория дислокаций объясняет не только механизм пластической деформации металлов, но и ряд связанных с пластической деформацией явлений, например деформационное упрочнение, что имеет важное практическое значение.

Деформационное упрочнение при пластической деформации возникает из-за затруднения движения дислокаций, когда исчерпываются возможности скольжения в данных плоскостях. При этом происходит повышение плотности и увеличение кривизны дисло-

каций, образуются точечные дефекты и барьеры, фрагменты и пересечения плоскостей скольжения, ступеньки на дислокациях, узлы и другие сложные дислокационные построения.

Теория дислокаций является также основой современных представлений об усталости металлов, как процессе структурных изменений и разрушения в результате действия повторяющихся нагрузок.

3.4. Физическая природа пластического деформирования

При растяжении металлов под действием внешней нагрузки возникает упругая (обратимая) деформация. Она обусловлена увеличением расстояния между атомами при преодолении сил межатомного взаимодействия (см. п. 3.1) и описывается законом Гука. Прекращение действия внешней нагрузки приводит к полному восстановлению размеров деформированного тела за счет сил притяжения между атомами (модель упругой пружины).

С увеличением нагрузки при упругом деформировании начинают работать механизмы движения и размножения дислокаций, которые контролируются касательными напряжениями. Из курса сопротивления материалов известно, что при одноосном растяжении максимальные касательные напряжения действуют на площадках, расположенных под углом 45° к направлению действия нормальных напряжений. Движение дислокаций приводит к смещению кристалла по плоскости сдвига (плоскости действия касательных напряжений), и возникает пластическое удлинение образца (рис. 3.11)

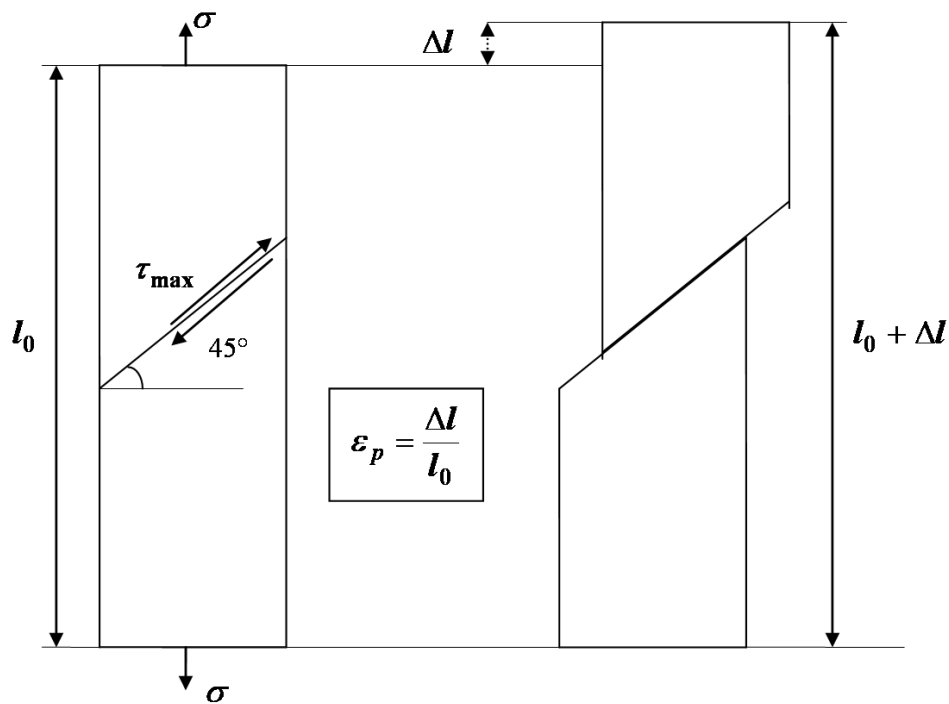


Рис. 3.11. Схема пластического (необратимого) деформирования образца при одноосном растяжении

Схема на рис.3.11. условна – на практике такие большие сдвиги по одной плоскости не реализуются. Данная схема иллюстрирует физическую картину явления пластического деформирования при растяжении, которое осуществляется путем сдвигов по плоскостям скольжения за счет действия *касательных* напряжений. Общая (макроскопическая) пластическая деформация образца определяется суммой микроскопических сдвигов при перемещении очень большого количества дислокаций по множеству плоскостей скольжения. Связь величины пластической деформации сдвига с характеристиками дислокаций в кристалле можно установить на основании следующей модели.

Рассмотрим кристалл в форме прямоугольного параллелепипеда $ABCDEFGH$ с размерами L_1, L_2, L_3 (рис.3.12).

Под действием касательного напряжения τ верхняя часть параллелепипеда упруго смещается на расстояние Δ , и он приобретает форму $AB'C'DEF'GH$. Деформация сдвига будет равна

$$\gamma = \frac{\Delta}{L_1}. \quad (3.13)$$

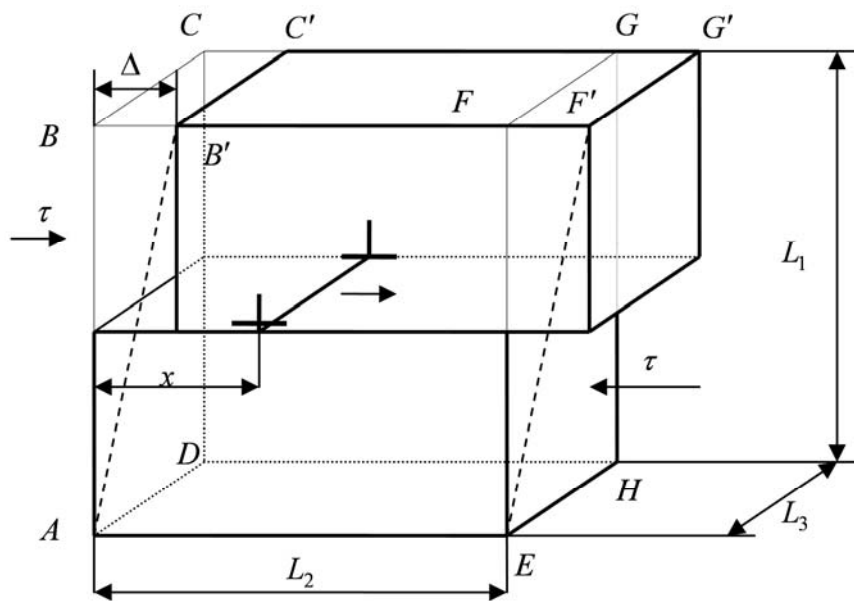


Рис. 3.12. Схема пластического деформирования сдвигом при перемещении дислокации

Такую же деформацию, но уже пластическую, параллелепипед может получить при сдвиге верхней части за счет перемещения дислокации на расстояние x . Площадь сдвига при этом равна xL_3 . Отметим, что если бы эта дислокация прошла через весь кристалл (расстояние L_2), то смещение верхней части параллелепипеда было равно величине вектора Бюргерса b , а площадь сдвига – L_2L_3 .

С учетом пропорциональности величины сдвига соответствующим площадям можно записать

$$\frac{\Delta}{b} = \frac{xL_3}{L_2L_3}. \quad (3.14)$$

Выразив из (3.14) параметр Δ и подставив его в формулу (3.13), получим выражение для сдвиговой деформации от перемещения *одной* дислокации:

$$\gamma_1 = \frac{bx}{L_1L_2}. \quad (3.15)$$

Поскольку в кристаллическом теле содержится большое количество дислокаций, вводится параметр плотности дислокаций ρ , равный отношению суммарной длины всех дислокаций в теле $\sum l_i$

к объему этого тела V или количеству пересечений всех дислокаций одной из плоскостей в теле площадью S ($S \cong V^{2/3}$):

$$\rho = \frac{\sum l_i}{V} = \frac{n}{S} \quad (3.16)$$

Пусть в кристаллическом теле имеется n подвижных дислокаций плотностью ρ . Для рассматриваемого параллелепипеда (рис. 3.12), который является частью тела, можно записать

$$\rho = \frac{nL_3}{L_1L_2L_3} = \frac{n}{L_1L_2} \quad (3.17)$$

Тогда, деформация сдвига параллелепипеда от перемещения n дислокаций на среднее на расстояние $L = n^{-1} \sum_{i=1}^n x_i$ будет равна

$$\gamma = \frac{bLn}{L_1L_2}. \quad (3.18)$$

Подставив в (3.18) параметр n из формулы (3.17), получим окончательное выражение для пластической деформации сдвига кристаллического тела с дислокациями:

$$\gamma = b\rho L. \quad (3.19)$$

Реальные кристаллы всегда содержат дислокации. Минимальная их плотность $10^2 - 10^3 \text{ см}^{-2}$. Для термообработанного материала $\rho = 10^7 - 10^8 \text{ см}^{-2}$, а в сильно пластически деформированных металлах (ковкой, прокаткой) плотность дислокаций может достигать 10^{11} см^{-2} . В тонких осажденных пленках можно достичь $\rho = 10^{12} \text{ см}^{-2}$, т.е. практически близкую к предельно возможной плотности дислокаций в кристаллах.

Из формулы (3.19) следует, что величина пластической деформации кристаллических тел определяется двумя факторами – плотностью подвижных дислокаций и расстоянием их перемещения в теле.

Увеличение плотности дислокаций при нагружении связано с работой различных источников дислокаций. Рассмотрим механизм размножения дислокаций – механизм Франка – Рида. Работу такого источника можно наблюдать в электронном микроскопе (рис. 3.13).

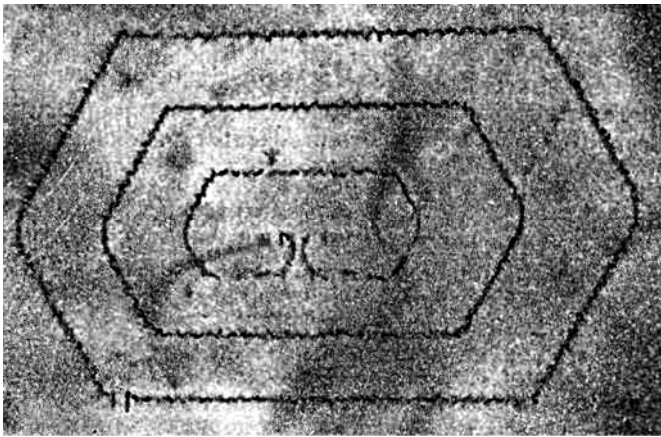


Рис. 3.13. Образование дислокационных петель из источника Франка – Рида (электронный микроскоп)

Согласно модели размножения дислокаций, предложенной Франком и Ридом, неограниченное скольжение образуется с помощью только одной дислокационной линии (источника). Дислокации содержатся внутри кристалла и располагаются не только в плоскостях, в которых легко протекает скольжение, но и в плоскостях, где скольжение практически невозможно.

Предположим, что участок дислокационной линии AB расположен в плоскости скольжения, причем концы (точки A и B закреплены) (рис. 3.14). Если на участок AB действуют сдвиговые напряжения τ , то возможно свободное перемещение его в этой плоскости. Так как точки A и B неподвижно фиксированы по отношению к подвижному участку AB , то участок AB начнет перемещаться с выпучиванием, как это показано на рис. 3.14.

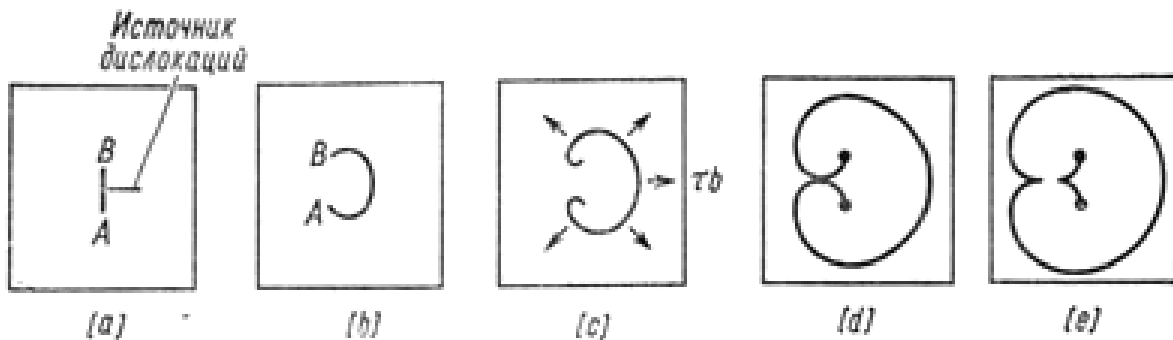


Рис. 3.14. Схема генерирования дислокаций из источника Франка – Рида. $a...e$ – стадии формирования дислокационной петли

Передвижение дислокации похоже на поведение мыльной пленки, выдуваемой из конца трубки. Дислокационная петля при напряжении расширяется и вытягивается не только вперед, но и во фланги (рис. 3.14 $b...d$). Поскольку участки дислокаций, перемещающихся в противоположные стороны, то при взаимном соприкосновении позади источника (рис. 3.14 d) они взаимно компенсируются, и петля замыкается, освобождаясь от источника AB (рис.

3.14 е). Зарождение новых дислокационных петель под действием касательного напряжения повторяться непрерывно. Замкнутые петли быстро расходятся внутри кристалла, отрываясь от источника, и в плоскости скольжения образуется большое число концентрических петель (рис. 3.15а).

Может показаться, что однажды заработавший источник Франка – Рида должен бесконечно испускать дислокационные петли. Однако в действительности препятствия, встречающиеся на пути петель, могут остановить их движение и даже полностью заблокировать источник за счет суммарного поля напряжений от дислокаций, которое является обратным к действующему напряжению. Образуется плоское скопление дислокаций, которое можно изобразить как на рис. 3.15б, если рассечь плоскость концентрических петель (плоскость сдвига) перпендикулярной к ней плоскостью (сечение А-А на рис. 3.15а). Такие скопления играют решающую роль в процессе микроразрушения металлических материалов, что будет рассмотрено в следующем параграфе.

Следует знать, что физическая природа пластического деформирования металлов и сплавов определяется процессами движения и размножения дислокаций.

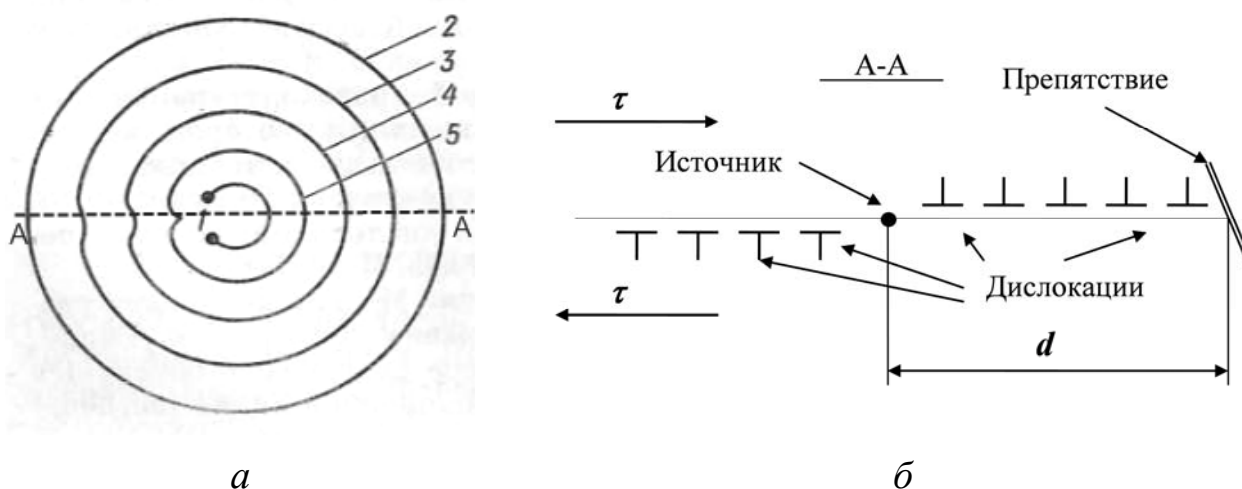


Рис. 3.15. Схема формирования дислокационного скопления у препятствия. Плоскость скольжения лежит в плоскости рисунка (а) и перпендикулярно к нему (б). 1 – источник дислокаций; 2 – 5 дислокационные петли

С ростом степени пластической деформации плотность дислокаций возрастает за счет уменьшения длины их пробега, обусловленного взаимодействием дислокаций и наличием разного рода барьеров (препятствий) в виде границ зерен, вторых фаз, включений и т.п. С увеличением уровня напряжений возрастает число источников дислокаций в металле и их плотность увеличивается. Помимо параллельных дислокаций возникают дислокации в разных плоскостях и направлениях. Дислокации воздействуют друг на друга, мешают взаимному перемещению, происходит их аннигиляция (взаимное уничтожение) и т.д. С повышением плотности дислокаций их движение становится все более затрудненным, что требует увеличения прилагаемой нагрузки для продолжения деформации. Упрочнению способствуют и другие несовершенства кристаллического строения, также тормозящие движение дислокаций. К ним относятся атомы растворенных в металле примесей и легирующих элементов, частицы выделений второй фазы, границы зерен или блоков и т.д. На практике препятствие движению дислокации, т.е. упрочнение, создается введением других элементов (легирование), наклепом, термической или термомеханической обработкой. Снижение температуры также препятствует свободному перемещению дислокаций. При низких температурах прочность растет, а пластичность падает. Металл становится более прочным, но хрупким.

Таким образом, *повышение сопротивления* пластическому деформированию металлов и сплавов может быть достигнуто двумя альтернативными путями:

1) получением металлов с близким к идеальному строением кристаллической решетки, т.е. металлов, в которых отсутствуют дефекты кристаллического строения или же их число крайне мало;

2) увеличением числа структурных несовершенств, препятствующих движению дислокаций. Однако повышение плотности дислокаций не может быть безграничным. При достижении пороговой плотности дислокаций $10^{13} - 10^{14} \text{ см}^{-2}$ в локальных областях металлических материалов зарождаются субмикроскопические трещины, которые ведут к разупрочнению.

3.5. Образование микротрещин

В параграфе 3.1 было показано, что для разрушения – разрыва межатомных связей и образования свободных поверхностей (трещин) необходимо приложить растягивающие напряжения очень большой величины – порядка теоретической прочности на разрыв. Обычно действующие напряжения значительно меньше таких величин, а трещины образуются, и детали разрушаются. Следовательно, при деформировании в кристаллических телах возникают определенные локальные источники внутренних напряжений, которые по величине соизмеримы с теоретической прочностью. Таковыми источниками являются скопления дислокаций.

Известен ряд механизмов образования дислокационных микротрещин. В основном эти механизмы предусматривают блокирование продвижения дислокации некоторым препятствием, например границей зерна или включением. Если дислокации в какой-то плоскости скольжения останавливаются перед достаточно мощным препятствием, то образуется скопление дислокаций (рис. 3.4.5б), вызывающее высокую концентрацию напряжений у препятствия.

Скопление из n дислокаций называется равновесным (устойчивым), когда действующее касательное напряжение τ уравновешивается полем напряжений от дислокаций в скоплении, имеющим обратное действие, и источник блокируется. Количество дислокаций одного знака в равновесном скоплении длиной d определяется формулой

$$n = \frac{2d(1-\nu)(\tau - \tau_i)}{Gb} = \frac{4d(1-\nu^2)(\tau - \tau_i)}{Eb}, \quad (3.20)$$

где τ_i – напряжение трения кристаллической решетки; b – вектор Бюргерса дислокации; E и G – модули упругости 1-го и 2-го рода, связанные соотношением $G = E / 2(1 + \nu)$; ν – коэффициент Пуассона.

Как уже отмечалось, такое скопление в зоне у препятствия (голова скопления) генерирует поле повышенных напряжений. На расстоянии x от первой заторможенной дислокации *растягивающее* напряжение в голове скопления будет равно

$$\sigma_d \cong (\tau - \tau_i) \sqrt{\frac{d}{2x}}. \quad (3.21)$$

Это напряжение являются одной из главных причин зарождения трещины и хрупкого разрушения материалов.

Выразив из (3.20) параметр d и подставив его формулу (3.21), получим

$$\sigma_d \approx \frac{1}{2} \sqrt{\frac{nbE(\tau - \tau_i)}{2x}}. \quad (3.22)$$

При выводе формулы (3.22) принято: $1 - \nu^2 = 1 - 0,3^2 \approx 1$.

Разрушение – разрыв межатомных связей и образование дислокационной микротрещины произойдет при условии равенства напряжения σ_d теоретической прочности на разрыв σ_{th} : $\sigma_d \geq \sigma_{th}$, где σ_{th} задается формулой (3.8).

Согласно (3.22) максимальное значение σ_d будет при минимальном удалении x от головы скопления. Физически это соответствует одному межатомному расстоянию ($x = a$). Тогда, приравнявая выражение (3.22) и (3.8), получим

$$nb(\tau - \tau_i) \cong 8\gamma_s. \quad (3.23)$$

При одноосном растяжении напряжением σ можно принять $\tau - \tau_i \approx \sigma/2$. Используя оценку для поверхностной энергии: $\gamma_s \cong 0,01Ea$ и учитывая, что $a \approx b$, из (3.23) следует

$$n\sigma \cong 0,16E \cong \sigma_{th}. \quad (3.24)$$

Условие разрушения (3.24) показывает, при действующем растягивающем напряжении σ концентрация внутренних напряжений (напряжения второго рода) в голове скопления из n дислокаций увеличивается в n раз. При этом такие внутренние напряжения могут не только быть равными, но и превышать теоретическую прочность, задаваемую формулой (3.9).

Рассмотрим некоторые из возможных дислокационных механизмов образования трещин с участием плоских скоплений дислокаций (рис. 3.20).

Модель Зинера – Стро – Петча. Зарождение трещин по этому механизму происходит в результате блокирования краевых дисло-

каций у препятствий, подобных границам кристаллических зерен, и создания высокой концентрации растягивающих напряжений в головных участках заблокированных полос скольжения. Анализ величины растягивающих напряжений у конца полосы скольжения показал, что максимальные растягивающие напряжения направлены под углом $\theta=110^\circ$ к плоскости скольжения (рис. 3.16 *а*, *б*).

Модель Коттрелла. В этой модели рассматривается пересечение двух плоскостей скольжения в ОЦК-металлах, в которых активно генерируются дислокации, скапливающиеся на линии пересечения плоскостей (рис.3.16*в*). Встречаясь, два скопления краевых дислокаций в пересекающихся плоскостях тормозятся. Головные дислокации скоплений сливаются, образуя новую дислокацию с вектором Бюргера, перпендикулярным биссектрисе угла между скоплениями. Эта дислокация образует барьер для движения других дислокаций в скоплениях. Присоединение к этой дислокации других дислокаций из обоих скоплений образует микротрещину, возникающую в результате высокой концентрации напряжений.

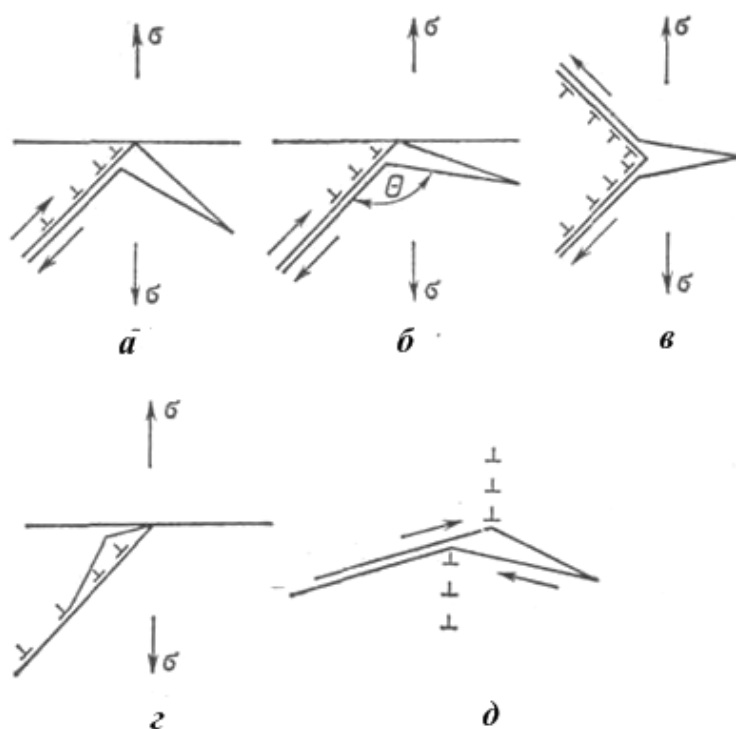


Рис. 3.16. Модели разрушения, в которых дислокации являются дефектами: *а*, *б* – модель Зинера – Стро – Петча; *в* – модель Коттрелла; *г* – модель Баллафа – Гилмана; *д* – модель Орована – Стро.

Модель Баллафа – Гилмана. Модель описывает безбарьерные механизмы образования трещин. Микротрещина образуется внутри плоскости скольжения (рис.3.5.1 з) в результате скопления дислокаций у препятствия типа границ зерен.

Модель Орована – Стро. Эта модель описывает образование трещины в плоскости скольжения (рис.3.16д). Она связана с образованием рядов дислокаций в результате полигонизации, т.е. в результате образования дислокационных стенок из краевых дислокаций, выстроенных в вертикальные ряды и приводящих к делению кристалла на субзерна.

3.6. Стадийность разрушения. Множественное разрушение

Пластическое деформирование, обусловленное движением и размножением дислокаций, приводит к зарождению первичных очагов разрушения материалов – микропор и микротрещин. Микроразрушение имеет место при деформировании металлических материалов за пределом текучести – когда пластическая деформация охватывает большую часть объема или поверхности образца (детали). Присуще оно и циклическому нагружению, например многоциклового усталости, когда в процесс пластического деформирования вовлечены весьма ограниченные участки материала (порядка нескольких зерен), и остаточное изменение размеров детали не проявляется. В последнем случае осуществляется т.н. локальное пластическое деформирование микрообъемов, которое называется *микропластичностью*.

Таким образом, пластическое деформирование кристаллических материалов сопровождается формированием и развитием дислокационных образований (плоских скоплений, клубков, ячеек), вызывающих значительные внутренние напряжения (напряжения второго рода). В результате возникает микроразрушение – образование вакансий и пор (вязкое разрушение) или дислокационных трещин (хрупкое разрушение). Рассмотрим, как такие субмикроскопические повреждения (их размер порядка микрона) превращаются в трещины размером в десятки, сотни и тысячи микрон. Отметим, что рассмотрение этих аспектов повреждаемости необхо-

димо для прогнозирования первой стадии усталости – стадии до образования трещины (рис. 1).

Моделирование процессов поврежденности с учетом разрушения на мелкомасштабных структурных уровнях относится к перспективному в настоящее время направлению механики тел с трещинами – механики рассеянных повреждений. В рамках этого направления сформировался новый термин – *множественное разрушение* (МР). *Под МР понимается непрерывное во времени зарождение и распространение дефектов (трещин, пор), которые случайно рассеяны в объеме или на поверхности нагруженного материала и имеют неоднородные размеры.*

Экспериментальные наблюдения общих проявлений МР позволили обнаружить их основные характерные особенности, которые являются общими и не зависят от условий нагружения и типа материала. Это – *стадийность, масштабность, неоднородность размеров дефектов и автомодельность* (подобие).

Стадийность и масштабность МР – понятия взаимосвязанные. Каждой стадии присущ определенный масштаб (размерный уровень), в пределах которого локализуется разрушение.

Рассмотрим проблему стадийности повреждаемости материалов применительно к первой стадии усталостного разрушения – стадия до зарождения макротрещины (рис. 1.1).

Прямые наблюдения за изменением в процессе циклического нагружения физико-механических свойств материалов – удельного сопротивления, внутреннего трения, магнитной проницаемости, плотности, микротвердости и др. показывают наличие нескольких последовательных этапов повреждаемости на первой стадии усталостного разрушения. Это:

- исходное упрочнение / разупрочнение;
- эволюция дислокационной структуры;
- локализация циклической деформации;
- эволюция рельефа поверхности;
- зарождение микротрещин;
- рост коротких трещин;
- взаимодействие и объединение коротких трещин;
- зарождение макротрещин.

По другой, более укрупненной, классификации стадия до формирования макроскопической трещины состоит из двух этапов (рис.1.1):

- зарождение микротрещин и их развитие до образования коротких (малых) трещин (размером от 100 мкм до 1 мм);
- образование и распространение малых трещин.

В обеих приведенных классификациях период до возникновения малых трещин или *инкубационная стадия микроразрушения* объединяет процессы локального пластического деформирования, формирования неоднородного поля внутренних микронапряжений, зарождения и развития субмикроскопических дефектов сплошности. Достаточно обстоятельно механизмы этих процессов изложены выше.

Период образования и распространения малых трещин (МТ), который можно назвать *инкубационной стадией макроразрушения*, будет рассмотрен отдельно в подразделе 5.4 настоящего курса.

МР проявляется на всех стадиях усталостной поврежденности. Стадийность МР выражается в том, что на каждой из вышечисленных стадий или этапе автомодельно (самоподобно) реализуются процессы зарождения, распространения и объединения рассеянных дефектов. Различаются только масштабы (размерные уровни), в пределах которых происходят эти реализации.

При усталости металлов МР проявляется на ранних этапах нагружения – в отдельных структурных элементах (зернах) появляются линии единичного скольжения, ориентация которых близка или совпадает с плоскостями наибольших касательных напряжений. С увеличением наработки число структурных элементов, охваченных скольжением, длина и плотность полос скольжения возрастают, возникают пачки полос скольжения, увеличение их количества приводит к множественному скольжению по плоскостям иной кристаллографической ориентации.

Когда плотность пачек достигает предельной величины, образуются микротрещины. Внутри грубых полос скольжения разрыхление материала осуществляется также по механизму накопления числа субмикроскопических трещин и их слияния. На инкубационной стадии макроразрушения до образования усталостной макро-

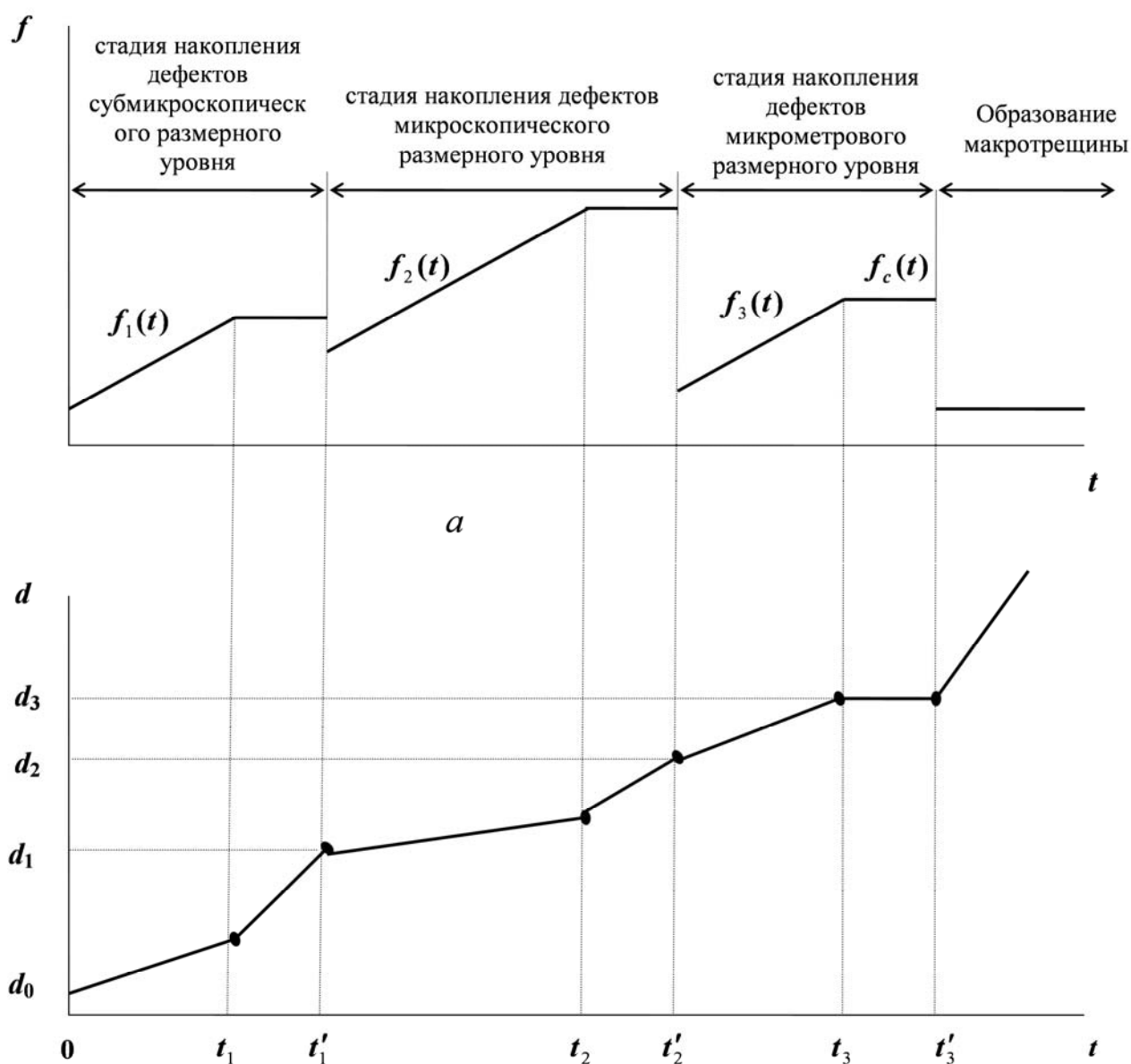
трещины происходит зарождение и рост малых трещин, размеры которых соизмеримы с размерами структурных элементов материала. Образование макротрещины также связано с достижением предельного количества малых трещин и началом процесса их слияния.

Наиболее характерно проявляется МР при малоцикловогой изотермической и неизотермической усталости. Механизм разрушения состоит в одновременном протекании процессов образования и роста рассредоточенных малых трещин, объединение которых приводит к образованию макротрещины. В некоторых случаях окончательное разрушение происходит без объединения рассеянных дефектов путем подрастания одной из трещин до критических размеров.

В общих чертах стадийность МР можно представить в виде следующей схемы (рис.3.17).

В локальных объемах материала происходит увеличение во времени плотности рассеянных дефектов $f(t)$ до некоторого критического значения, при котором реализуется их массовое объединение (слияние) (при t_1, t_2, t_3 на рис.3.17), Плотность дефектов стабилизируется, а их размеры скачкообразно увеличиваются – дефекты переходят на более высокий размерный уровень. Процесс МР, связанный с образованием, ростом и объединением поврежденных реализуется на каждом размерном уровне дефектов вплоть до образования макроскопической трещины ($f_c(t)$ – критическое значение плотности коротких трещин, рис.3.17).

Следует отметить, что подобная схема развития МР является подобной независимо от условий нагружения и типа повреждающей среды (металлы, полимеры, горные породы).



б

Рис. 3.17. Схема стадийности множественного разрушения, представленная как изменение во времени плотности рассеянных дефектов $f(t)$ различных размерных уровней (а) и в виде увеличения во времени размеров d дефектов (б). d_i – различные размерные уровни разрушения.

4. УСТАЛОСТЬ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

4.1. Проблема усталости в авиации

Как уже было сказано ранее, усталость является одним из основных факторов, определяющих ресурс авиационных конструкций.

Усталость металлов – это процесс постепенного накопления повреждений, образования и развития трещин в материале под действием циклического нагружения.

Усталость является проблемой огромного количества конструкций, однако наиболее актуальной она остается для конструкций самолетов.

Первые систематические экспериментальные исследования сопротивления усталостному разрушению стальных образцов при действии переменных нагрузок были проведены немецким ученым А. Велером, который опубликовал результаты исследований в виде итоговых таблиц в 1870 г. Графическое представление этих результатов в виде кривых усталости впервые было осуществлено Л. Шпангенбергом в 1875 г., хотя в мировой практике эти кривые связываются только с именем А. Велера.

Кривые усталости для стали и алюминиевого сплава показаны на рис.4.1. У сталей кривая усталости имеет плоский участок, определяющий предел усталости. При напряжениях ниже этого предела усталости материал никогда не разрушится. Большинство алюминиевых сплавов, как и другие цветные металлы, не имеют такого предела, и кривая идет наклонно неопределенно долго. Поэтому для большинства алюминиевых сплавов всегда в результате циклического нагружения будет происходить разрушение, хотя в диапазоне больших значений долговечности наклон кривых становится небольшим.

Предел выносливости σ_R , τ_R - максимальное по абсолютному значению напряжение цикла, при котором не происходит усталостное разрушение до $N = \infty$; выражается в номинальных напряжениях.

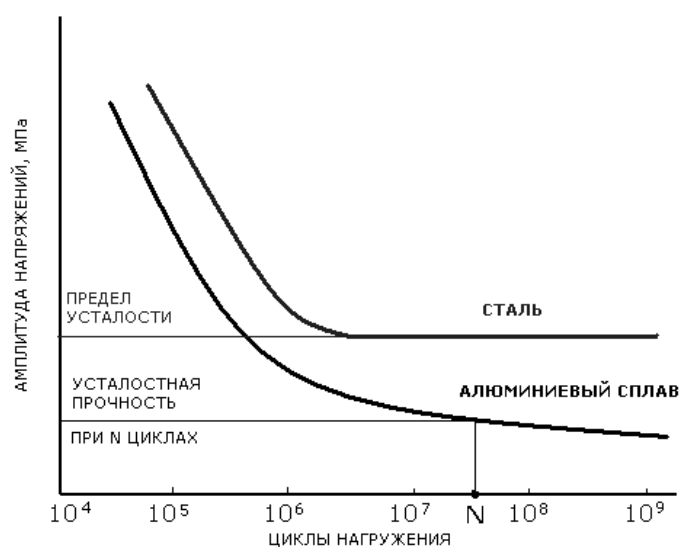


Рис.4.1. Кривая усталости (кривая Велера)

Следует отметить, что большинство материалов не обладает пределом выносливости, разрушение происходит при некотором, достаточно большом числе циклов нагружения. В таком случае можно говорить о пределе ограниченной выносливости, т.е. о напряжении, при котором образец материала выдерживает наперед заданное число циклов нагружения, называемое базой испытаний.

Конструкции воздушных судов испытывают различные по величине и повторяемости нагрузки (табл.4.1).

Таблица 4.1.

Повторяющиеся нагрузки на конструкцию самолета

Нагрузки	Количество циклов в течении 1000 летних часов	Частота, Hz	Отношение действующей нагрузки к разрушающей
Воздушные порывы	$(1-15) \times 10^5$	0.3-5,0	0,05-0,7
Неровности аэродрома	$(1-5) \times 10^5$	1-5	0,05-0,7
Бафтинг	$(0,7-5) \times 10^7$	2-20	0,01-0,05
Моторные вибрации	$(0,7-3) \times 10^8$	20-100	0,005-0,02
Акустические вибрации	$(0,5-50) \times 10^9$	100-10000	0,001-0,01
Маневренные нагрузки	$(1-5) \times 10^3$	5-20 за полет	0,1-0,7
Наддув фюзеляжа	1000	1 за полет	0,2-0.4

Одной из наиболее нагруженных частей самолета является крыло. Как видно из рис.4.2 крыло нагружается не только в воздухе, но и на земле, а изменение нагрузки носит случайный характер.

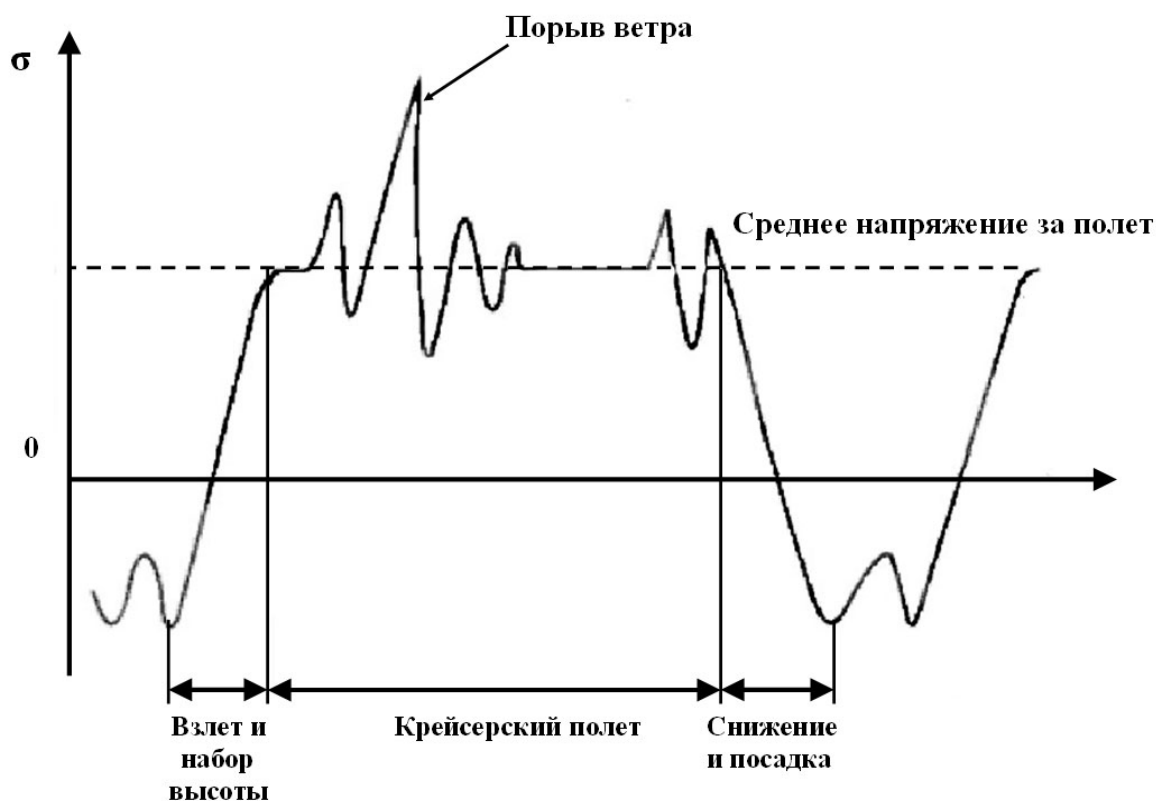


Рис.4.2. Спектр нагружения нижних панелей крыла транспортного самолета в полете и на земле

Специфика усталости авиационных конструкций определяется как сложными условиями нагружения, так и конструктивными особенностями.

Высокий уровень механических напряжений, действующих в элементах авиационных конструкций, обусловлен требованием массовой эффективности. Минимизация массы связана не только с экономией конструкционных материалов, но и, главным образом, с необходимостью летно-технических характеристик.

Массовая эффективность требует использования всех резервов прочности, предполагает высокую нагруженность при всех условиях эксплуатации.

С требованием минимизации массы связано использование ма-

териалов повышенной прочности. Для таких материалов характерна высокая чувствительность к концентрации напряжений, вследствие чего их сопротивление усталости ниже, чем для материалов среднего уровня прочностных характеристик.

Анализ усталостной поврежденности в соответствии с требованиями международных и национальных организаций гражданской авиации является необходимой составляющей оценки прочности авиационных конструкций.

Перечень элементов конструкций, для которых необходимо определять усталостные характеристики является унифицированным и позволяет использовать общие подходы.

Международная организация гражданской авиации (ИКАО) определяет основные конструктивные элементы самолета, т.е. те, которые воспринимают существенные нагрузки в полете, на земле, и разрушение которых может привести к катастрофе.

В конструкции крыла и оперения такими элементами являются: управляющие поверхности, предкрылки, закрылки, шарниры, подвески и крепления, элементы крепления и стыковки, обшивка и ее подкрепление в районе вырезов, соединения «обшивка-стрингер», полки и стенки лонжеронов.

В конструкции фюзеляжа выделяют: шпангоуты и обшивку, окантовку окон и дверей, каркас фонаря кабины экипажа и др.

Приведенный, значительно сокращенный, перечень показывает, насколько насыщена конструкция самолета элементами, разрушение которых может привести к катастрофическим последствиям.

4.2. Параметры циклического нагружения

Выполнение расчетов на усталость требует данных о режимах циклического нагружения.

На рис.4.3 показаны некоторые наиболее типичные режимы. Так, на рис.4.3,а показан цикл нагружения, в котором изменяется знак напряжения (симметричный цикл), на рис.4.3,б показан цикл, в котором напряжения остаются положительными, такой цикл называется пульсирующим, на рис.4.3,в показан так называемый «случайный» характер изменения нагрузки в процессе нагружения.

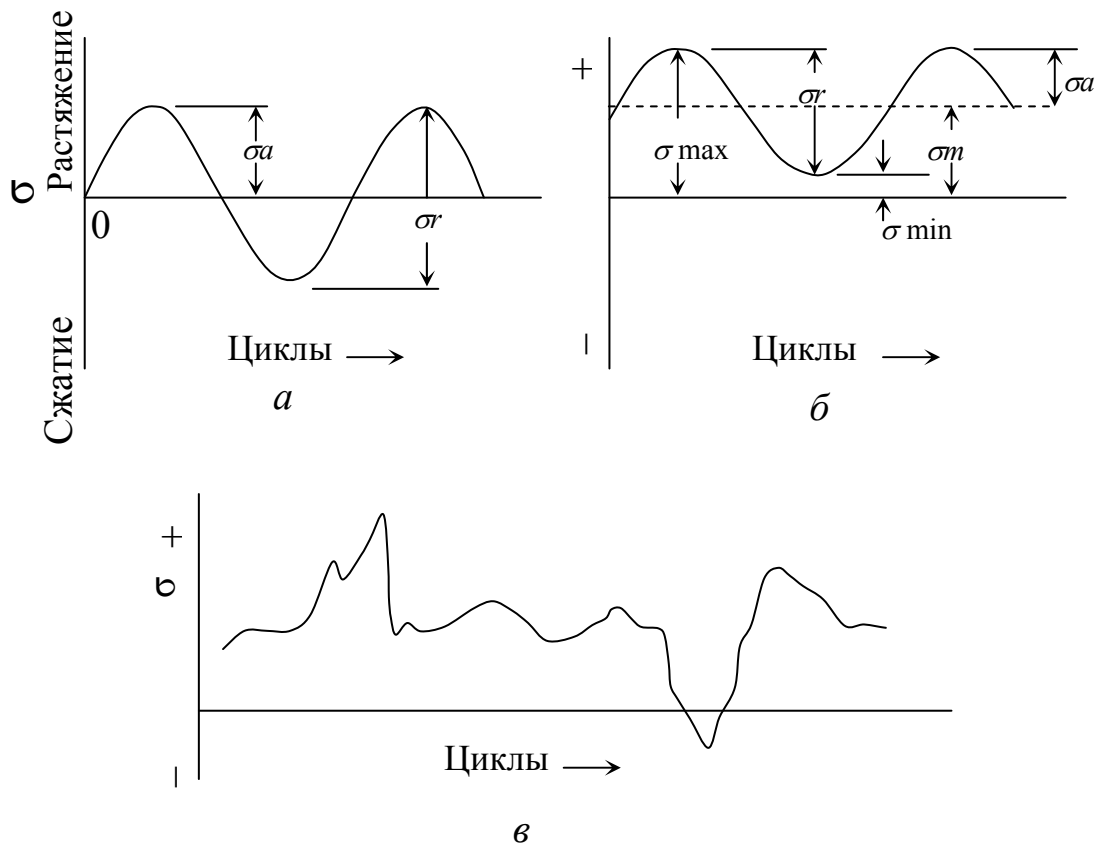


Рис.4.3. Типичные режимы нагружения: а – симметричный цикл; б - пульсирующий цикл; в – нерегулярный (случайный) характер нагружений

Для количественной оценки цикла нагружения используются следующие характеристики:

- размах напряжений, σ_r :

$$\sigma_r = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$$

- амплитудное напряжение цикла, σ_a :

$$\sigma_a = \sigma_r / 2 = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) / 2$$

- среднее напряжение цикла:

$$\sigma_m = (\sigma_{\max} + \sigma_{\min}) / 2$$

- коэффициент асимметрии, R:

$$R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$$

Таблица 4.2 и рис.4.4 иллюстрируют режимы нагружения с различным коэффициентом асимметрии цикла.

Таблица 4.2.

Коэффициенты асимметрии R и условия нагружения

R	Условия нагружения
$R > 1$	σ_{max} и σ_{min} имеют отрицательные. Отрицательное среднее напряжение
$R = 1$	Статическое нагружение
$0 < R < 1$	σ_{max} и σ_{min} имеют положительные значения. Положительное среднее значение, $ \sigma_{max} > \sigma_{min} $
$R = 0$	Отнулевой пульсирующий цикл, $\sigma_{min} = 0$
$R = -1$	Симметричный цикл, $ \sigma_{max} = \sigma_{min} $; среднее напряжение цикла равно нулю
$R = \infty$	σ_{max} равно нулю

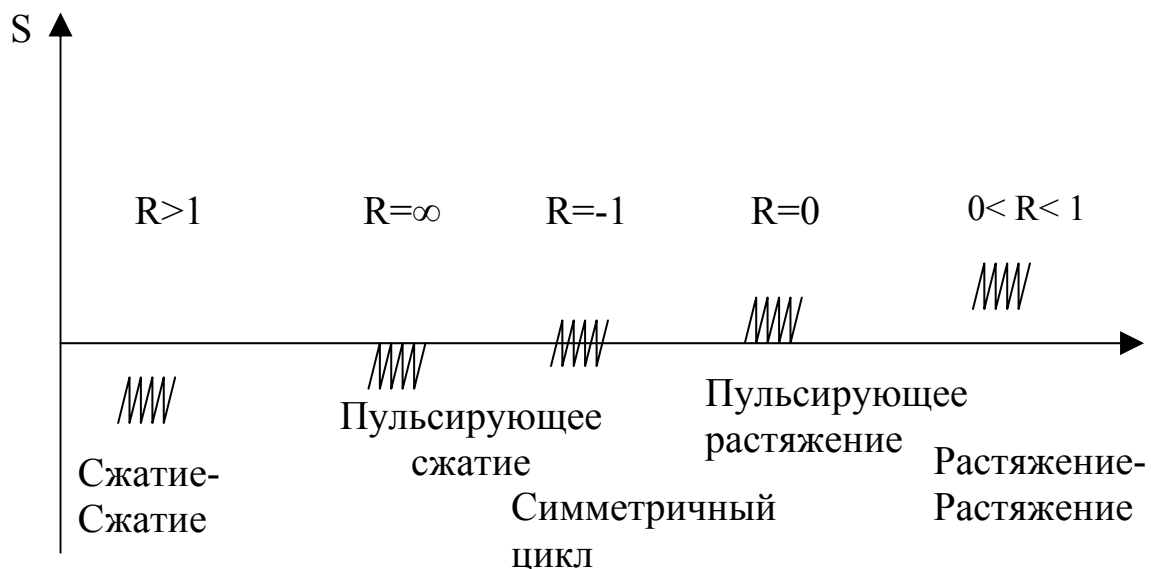


Рис.4.4. Циклы нагружения с различным средним напряжением и коэффициентом асимметрии R

Чаще всего цикл нагружения гармонический синусоидальный. Однако может быть и другой цикл – негармонический с одним

максимумом и одним минимумом (рис.4.5), а также негармоничный с двумя максимумами и двумя минимумами (рис.4.6).

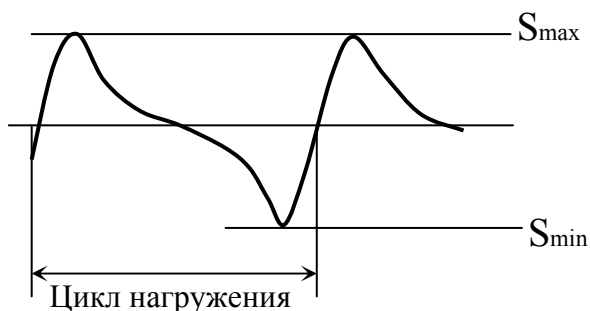


Рис.4.5. Негармонический цикл с одним максимумом и одним минимумом

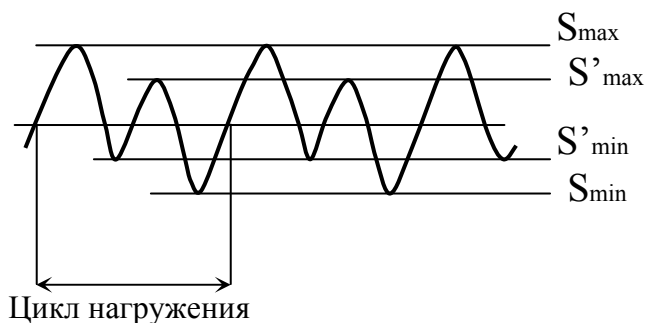


Рис.4.6. Негармонический цикл с двумя максимумами и двумя минимумами

4.3. Многоцикловая и малоцикловая усталость

Различают многоцикловую и малоцикловую усталость. Многоцикловая усталость - это усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение происходит в основном при упругом деформировании, а малоцикловая усталость - усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение происходит при упруго-пластическом деформировании.

Весьма часто вместо термина «многоцикловая усталость» используется термин «усталость», так как последний термин был введен в практику в середине XIX столетия именно для определе-

ния явления, которое мы сейчас называем многоцикловой усталостью.

В терминах «малоцикловая усталость» и «многоцикловая усталость» в первую очередь имеется в виду число циклов нагружения, приводящих к разрушению, и соответствующие ему напряжения. При этом, как правило, предполагается, что малоцикловая усталость реализуется при низкой частоте (доли герц), а многоцикловая — при высокой (десятки и сотни герц) частоте нагружения, хотя имеют место и отклонения от этого правила.

Принято считать, что в большинстве случаев многоцикловой усталости соответствуют долговечности более 10^5 циклов, меньшие долговечности – малоцикловая усталость.

В основе расчетов многоцикловой усталости – кривая усталости и соответствующие уравнения. Для малоцикловой усталости чаще всего используется уравнения Мэнсона-Коффина (1953 г.)

$$\frac{\Delta \varepsilon_p}{2} = \varepsilon'_f (2N)^c$$

где: $\Delta \varepsilon_p / 2$ - амплитуда пластической деформации; ε'_f – экспериментально определяемая характеристика материала; N - число циклов нагружения; c – экспериментально определяемая характеристика материала, находящаяся в пределах от -0.5 до -0.7

4.4. Влияние режимов нагружения на усталость

Корректная оценка долговечности элементов авиационных конструкций возможна только при учете комплекса факторов, влияющих на процесс повреждения.

Помимо максимального напряжения цикла нагружения, среди основных факторов, влияющих на усталость следует отметить: эффект среднего напряжения,) влияние концентрации напряжений, влияние остаточных напряжений, характеристики трещиностойкости материала, качество поверхности, масштабный фактор, коррозия, направление действующей нагрузки, размер зерен, температура.

Рассмотрим действие некоторых указанных факторов.

Рис.4.7 показывает влияние среднего напряжения. Среднее растягивающее снижает усталостную долговечность, а среднее сжимающее напряжение увеличивает долговечность.

Эффект среднего напряжения рассматривается либо непосредственно, либо использованием дркого параметра – коэффициента асимметрии, R . Несмотря на то, что указанные параметры взаимосвязаны:

$$S_m = S_a \frac{1 + R}{1 - R},$$

их влияние на долговечность различно: испытание с постоянным значением R не демонстрирует такого же эффекта как испытания с постоянным значением S_m . Различие показано на рис.4.8 – 4.9.

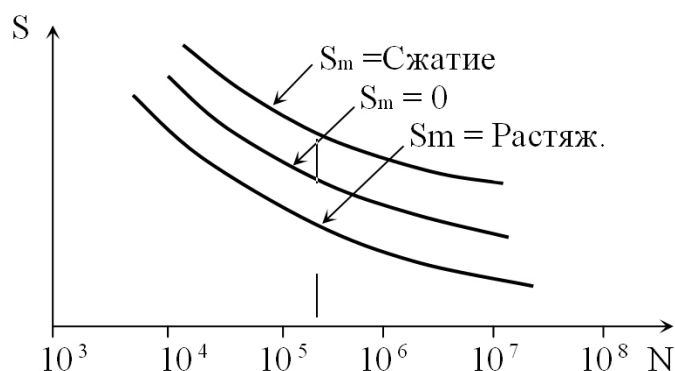


Рис.4.7. Влияние среднего напряжения на долговечность

Рис.4.8 иллюстрирует различие режимов нагружения при постоянном среднем напряжении и при постоянном коэффициенте асимметрии. Отсюда и различие соответствующих кривых усталости (рис.4.9).

Сложность прогнозирования долговечности элементов авиационных конструкций обусловлена различными факторами, в том числе и тем, что их большинство работает в условиях многоосного нагружения.

Так, на обшивку фюзеляжа одновременно действуют избыточное давление, изгиб, кручение. При этом, различные напряжения, возникающие в элементах конструкции могут быть синхронными и различающимися по фазе, иметь различную частоту.

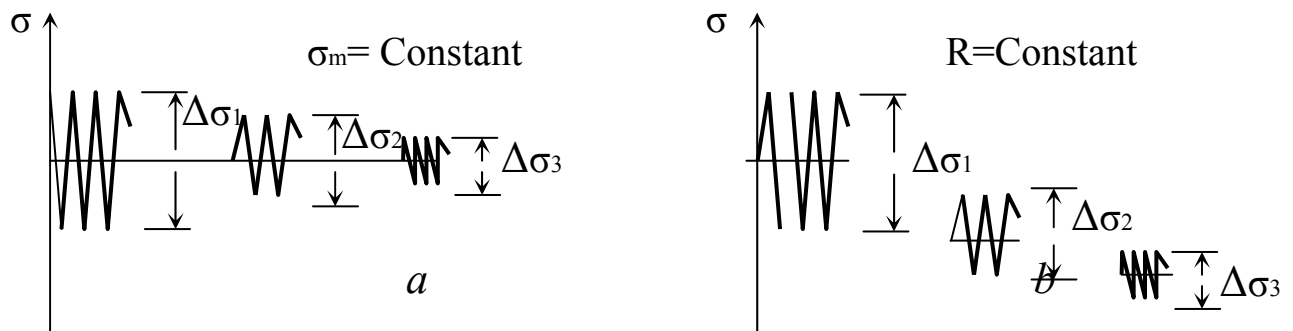


Рис.4.8. Режимы циклического нагружения: а – постоянное среднее напряжение; б – постоянный коэффициент асимметрии R

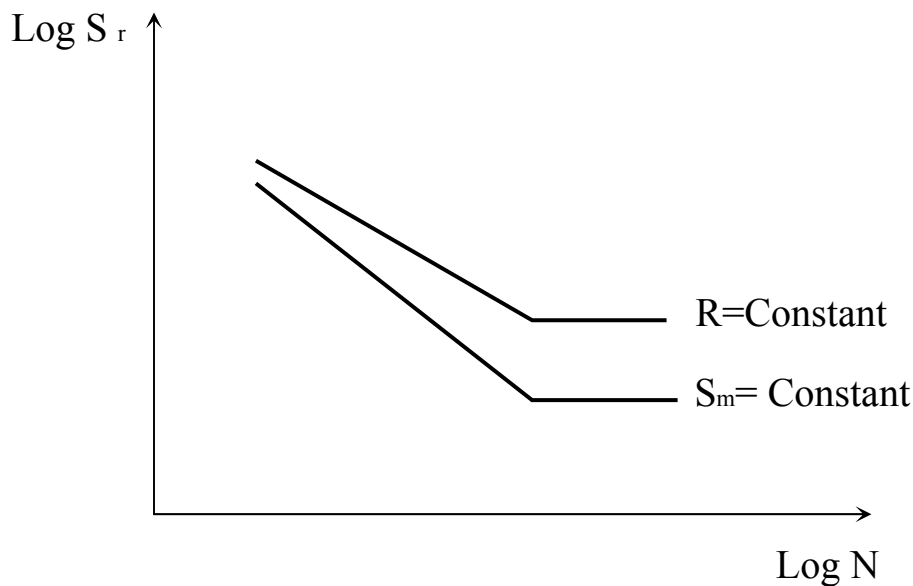


Рис.4.9. Кривые усталости, полученные в результате испытаний с постоянным средним напряжением цикла и постоянным коэффициентом асимметрии

Наиболее характерной особенностью нагружения конструкций самолетов, усложняющей определение накопленного усталостного повреждения является нерегулярность, т.е. действие нагрузок различной величины, последовательности, частоты.

Данная проблема привела к созданию теорий накопления усталостных повреждений и соответствующих методов расчета, а кроме того, потребовала разработки специальных методик проведения усталостных испытаний.

4.5. Суммирование усталостных повреждений

Суммирование усталостных повреждений с целью оценки выработки ресурса осуществляется аналитическими и инструментальными методами.

Аналитические методы оценки долговечности металлических элементов конструкций основываются на деформационных критериях, энергетических критериях, статистических моделях и упрощенных инженерных подходах.

Деформационные критерии предполагают, что предельное состояние материала достигается при критическом уровне полной или необратимой деформации, т.е. число циклов до разрушения рассматривается как функция циклических деформаций, вызывающих накопления повреждений.

Статистические модели используются для оценки вероятности возникновения усталостных микротрещин с учетом неоднородности химического состава, напряженного состояния, механических свойств отдельных зерен, распределения зерен по размеру, сочетания указанных параметров.

Энергетические критерии основываются на контроле рассеянной энергии.

В практике инженерных расчетов долговечности различных конструкций, в том числе авиационных, на протяжении многих лет, несмотря на известные недостатки, используется правило линейного суммирования усталостного повреждения – правило Майнера.

В соответствии с правилом Майнера условие разрушения при действии напряжений нескольких амплитуд может быть записано в виде

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i} = 1 ,$$

где N_i - число циклов нагружения до разрушения при амплитуде напряжения σ_{ai} ;

n_i - число фактических циклов нагружения при этой же амплитуде.

Существенным недостатком правила линейного суммирования является то, что в действительности процесс накопления повреж-

дения не линейный, это правило не учитывает последовательность приложения нагрузок разной амплитуды, предполагает, что на накопление повреждения не влияют напряжения ниже предела усталости.

Таким образом, правило Майнера позволяет выполнять лишь приближенную оценку долговечности при нерегулярном нагружении.

Особенную сложность представляют случаи многоосного циклического нагружения, в частности плоского напряженного состояния. Одной из разновидностей плоского напряженного состояния, имеющего большое практическое значение, является комбинированное нагружение циклическим растяжением-сжатием и кручением. Оценка предельного состояния осуществляется в этом случае на основе эмпирических моделей или моделей, построенных исходя из классических критериев усталостного разрушения. В качестве критериев усталостного разрушения чаще всего используются критерий максимальных нормальных напряжений, критерий максимальных касательных напряжений и критерий удельной энергии формоизменения.

В последние годы для оценки усталостной долговечности при одноосном и многоосном нагружении используются специализированные пакеты конечно элементного анализа, например системы ANSYS, NASTRAN и т.п.

Несмотря на развитие аналитических методов определения усталостной долговечности, во многих случаях результат прогноза оказывается недостаточно точным.

Сложность решения проблемы прогнозирования критического состояния конструкций аналитически привела к многочисленным попыткам применения инструментальных методов.

4.6. Стохастическая природа усталости

Характерной особенностью усталости металлических материалов является значительный разброс (рассеивание) значений числа циклов до разрушения лабораторных образцов и деталей. Значения долговечности при испытании на усталость для фиксированной

величины циклического напряжения могут отличаться более чем на порядок.

С позиций двухстадийности усталостного разрушения можно говорить о случайной природе двух стадий – наработки до появления начальных трещин и периода роста усталостной трещины.

Распространение трещин при усталости, в том числе и статистические аспекты этого явления, будет изложено в следующем разделе. Следует отметить, что стадия роста трещин является преобладающей при *малоцикловой* усталости, когда первые трещины появляются на начальном этапе нагружения.

Рассмотрим, чем обусловлена случайная природа *многоцикловой* усталости на стадии до возникновения первых (начальных) трещин.

В общем случае усталостное разрушение может инициироваться за счет двух групп факторов:

- из-за наличия в материале исходных дефектов – включений, пустот и других несовершенств, возникающих при плавке материала, а также дефектов, обусловленных нарушениями технологии обработки при изготовлении деталей;

- путем пластического деформирования, обусловленного эволюцией дислокационной структуры – движением и размножением дислокаций, формированием локальных дислокационных образований, в том числе плоских дислокационных скоплений, которые являются источниками внутренних напряжений, достаточных для образования микротрещин.

Случайный характер первой группы факторов очевиден и может быть отнесен к категории достаточно редких событий. Остановимся на второй группе факторов, которые присущи усталостной поврежденности практически для всех металлических материалов.

Металлографические исследования показали, что при *многоцикловой* усталости в отдельных зернах поликристаллов возникают пластические деформации. С увеличением числа циклов нагрузки количество линий сдвига становится больше, и они распространяются на недеформированные зерна. Ранее образовавшиеся линии сдвига при этом распространяются и появляются темные полосы, представляющие собой многочисленные тесно расположенные ли-

нии сдвигов. В дальнейшем в таких местах происходит образование трещины, распространяющейся от зерна к зерну и приводящей к разрушению.

На рис 4.10 представлены распределения пластических деформаций на поверхности образцов из стали 20 в процессе симметричного циклического нагружения с амплитудой напряжения $\sigma_a = \pm 0,8\sigma_T$. Деформации измерялись на большом количестве n

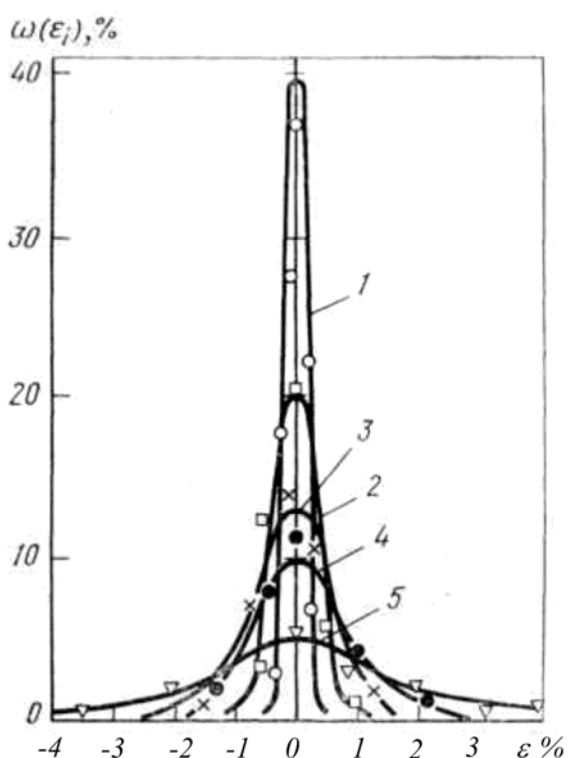


Рис. 4.10. Экспериментальные распределения микропластической деформации при различных циклических наработках:
 1 – 10^3 циклов; 2 – $5 \cdot 10^3$;
 3 – 10^4 ; 4 – $8 \cdot 10^4$; 5 – $1,8 \cdot 10^5$

участков поверхности размером несколько десятков микрон (такие деформации называются микропластическими). Частота $\omega(\varepsilon_i) = n_i / n$ определяет относительное количество участков n_i с деформацией ε_i .

Представленные зависимости иллюстрируют изменение локальной неоднородности пластического деформирования в процессе усталости. Некоторые участки получили достаточно значимые деформации растяжения и сжатия (соответственно положительные и отрицательные значения ε). При этом суммарная макропластическая деформация образцов равна нулю (среднее значение ε для распределений на рис. 4.10).

Возникновение локальных пластических деформаций в отдельных зернах поликристаллических металлов объясняется неоднородностью строения реальных металлов. Среди большого количества зерен в поликристалле всегда присутствуют наименее прочные кристаллиты (кристаллические зерна), в которых из-за особенностей их ориентации при напряжениях, меньших предела текучести или даже предела упруго-

сти для данного материала происходит движение дислокаций, реализуются сдвиги и, как следствие, пластическое деформирование. Такие кристаллиты рассредоточены в металле случайно, являются потенциальными очагами зарождения микротрещин и могут рассматриваться как слабые звенья в макроскопическом объеме образца или детали. Так как усталостное разрушение макрообъема материала может произойти от одной трещины, зародившейся в наименее прочном кристаллите, для статистического описания прочности детали используется *модель слабейшего звена*.

В рамках модели слабейшего звена или хрупкого разрушения конструкционный элемент (образец, деталь) трактуется как совокупность большого числа N микроэлементов (кристаллитов), прочность которых случайна и описывается некоторой функцией распределения $F(\sigma)$. По определению эта функция задает вероятность того, что прочность любого микроэлемента будет меньше значения σ . Если в совокупности N количество таких микроэлементов равно n , и $n \ll N$, то можно использовать статистическую оценку

$$F(\sigma) = \frac{n}{N}. \quad (4.1)$$

Принимается, что прочность различных микроэлементов σ_i является статистически независимой случайной величиной. Разрушение конструкционного элемента при хрупком разрушении соответствует разрушению хотя бы одного микроэлемента. Таким образом, при равномерном напряженном состоянии прочность детали будет соответствовать прочности слабейшего микроэлемента.

Для любого микроэлемента вероятность того, что его прочность будет больше некоторого значения σ равна $1 - F(\sigma)$. Вероятность события, что N микроэлементов в детали обладают такой же прочностью определится как $[1 - F(\sigma)]^N$. Тогда для вероятности разрушения детали хотя бы от одного микроэлемента можно записать

$$F_N(\sigma) = 1 - [1 - F(\sigma)]^N. \quad (4.2)$$

При большом N ($N \rightarrow \infty$) и с учетом выражения (4.1) формула (4.2) принимает вид

$$F_N(\sigma) = \lim_{N \rightarrow \infty} \left[1 - \left(1 - \frac{n}{N} \right)^N \right] = 1 - e^{-n} = 1 - e^{-NF(\sigma)}. \quad (4.3)$$

Общее выражение (4.6.3) используется для получения частных выражений распределения прочности в зависимости от вида функции $F(\sigma)$. Однако, независимо от $F(\sigma)$, из (4.3) следует, что прочность детали зависит от количества микроэлементов N , т.е. фактически от ее объема. Чем больше размеры детали (больше N), тем вероятность разрушения выше. Это явление получило название **масштабного эффекта** прочности.

Если распределение $F(\sigma)$ ограничено снизу некоторым пороговым значением, например пределом усталости σ_{-1} , и вблизи этого значения функция $F(\sigma)$ может быть аппроксимирована степенной функцией, т. е.

$$F(\sigma) = \left\{ \begin{array}{ll} 0; & \sigma < \sigma_{-1} \\ \beta(\sigma - \sigma_{-1})^\alpha; & \sigma \geq \sigma_{-1} \end{array} \right\}, \quad (4.4)$$

то функцией распределения прочности конструкционного элемента при хрупком разрушении будет распределение Вейбулла

$$F_N(\sigma) = \left\{ \begin{array}{ll} 0; & \sigma < \sigma_{-1} \\ 1 - e^{-\beta(\sigma - \sigma_{-1})^\alpha}; & \sigma \geq \sigma_{-1} \end{array} \right\} \quad (4.5)$$

Следует отметить, что в модели хрупкого разрушения в качестве критерия прочности может выступать долговечность – наработка кристаллита (в циклах) до его разрушения t , задаваемая распределением $F(t)$. При этом разрушение наиболее слабого структурного элемента приведет к зарождению трещины в детали, и функция $F_N(t)$ будет определять распределение циклической наработки конструкционного элемента до появления трещины. По аналогии с ранее рассмотренными теоретическими положениями (4.1) – (4.5) получим выражение для такой функции распределения:

$$F_N(t) = 1 - \exp[-\beta(t)^\alpha] \quad (4.6)$$

В выражении (4.6) в отличие от (4.5) нет ограничения по пороговому значению наработки, так как предполагается, что трещина может образоваться буквально в первых циклах нагружения.

Отметим, что распределение Вейбулла для образования трещин усталости нашло широкое применение в практике расчетных оценок ресурсных характеристик авиационных конструкций. Пример такого использования для оценки ресурсных характеристик парка самолетов подробно рассмотрен в п. 6.2.

5. МЕХАНИКА УСТАЛОСТНОГО РАЗРУШЕНИЯ

Второй этап усталости – этап роста макроскопической трещины (рис. 1) описывается с позиций механики усталостного разрушения. При этом основными проблемными аспектами являются:

- особенности нагруженности и деформирования материала у вершины трещины;
- поведение трещины в зависимости от ее длины и величины действующего напряжения;
- кинетика роста усталостных трещин.

При усталости трещины инициируются, как правило, с поверхности материала (рис. 5.1). При этом первичная усталостная

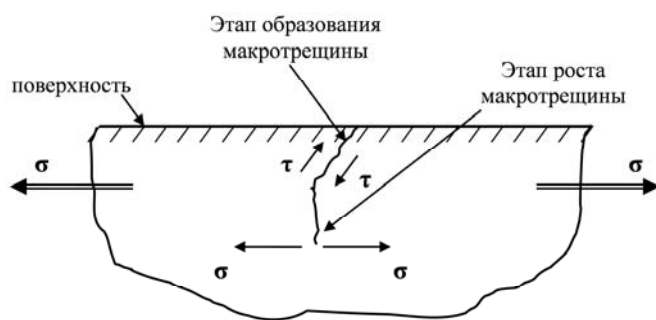


Рис. 5.1. Схема образования усталостной трещины

Трещина формируется в полосах сдвига в результате движения дислокаций и зарождения микротрещин. Эти процессы вызваны касательными напряжениями τ , и ориентация первичных трещин совпадает с направлением их действия (рис.5.1). Такие трещины обычно называют

малыми или короткими, и их рост зависит от прочностных свойств поверхностного слоя, который обусловлен механической обработкой детали. Приобретая определенную длину, трещины сдвига изменяют направление распространения и ориентируются перпендикулярно действию нормальных напряжений σ (рис. 5.1). Формируется усталостная макротрещина (трещина нормального отрыва), последующий рост которой осуществляется за счет концентрации напряжений у вершины. Основной характеристикой концентрации напряжений у вершины трещины является коэффициент интенсивности напряжений.

5.1. Коэффициент интенсивности напряжений. Зона пластической деформации у вершины трещины

Рассмотрим распределение напряжений у выреза эллиптической формы в упругодеформированном теле бесконечных (в направлениях x и y) размеров (рис. 5.2). Большая ось выреза равна $2c$, а малая – $2b$. Радиус закругления вершины выреза $\rho = b^2 / c$.

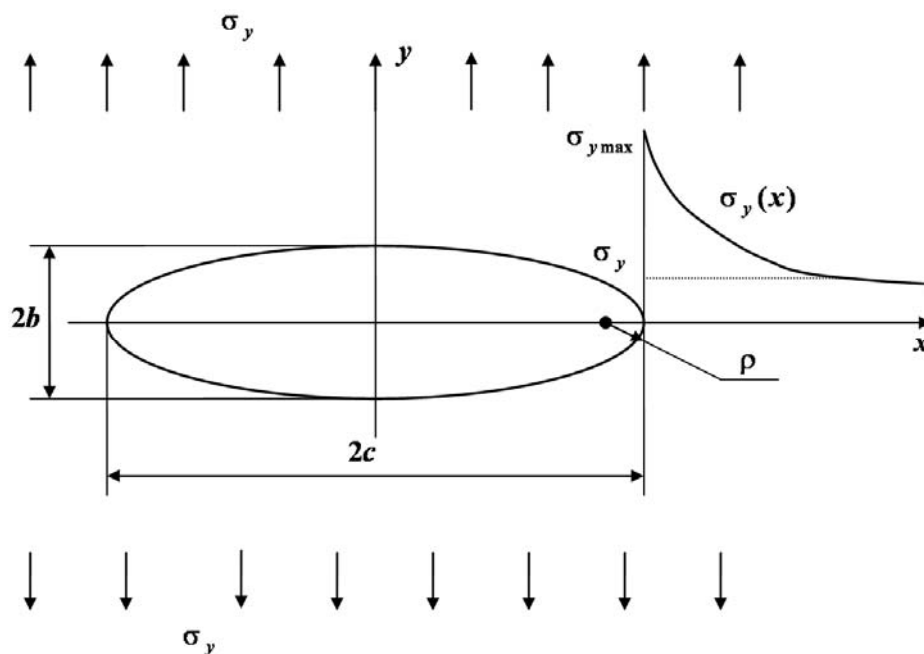


Рис. 5.2. Концентрация напряжений у эллиптического отверстия в бесконечно большой пластине

Пусть в твердом теле с вырезом в направлении оси y действует нормальное напряжение σ_y . Если сместить начало координат вдоль большой полуоси в вершину выреза (на расстояние c), то распределение растягивающих напряжений σ_y для малых значений координаты x имеет вид

$$\sigma_y(x) = \sigma_y \left(1 + 2 \sqrt{\frac{c}{\rho}} \right) \sqrt{\frac{\rho}{\rho + 4x}}. \quad (5.1)$$

Выражение (5.1) описывает изменение напряжения у эллиптического выреза – эффект концентрации напряжения. При уменьшении x напряжение σ_y увеличивается и непосредственно у закруг-

ленного кончика выреза в точке $x = 0$; $y = 0$ максимальное напряжение будет равно

$$\sigma_{y \max}(x) = \sigma_y \left(1 + 2 \sqrt{\frac{c}{\rho}} \right). \quad (5.2)$$

Таким образом, величина максимального напряжения у кончика выреза зависит от его радиуса закругления ρ . Для достаточно острых вырезов ($\rho \ll c$) единицей в правой части выражения (5.2) можно пренебречь, и максимальное напряжение определится как

$$\sigma_{\max} = 2\sigma_y \sqrt{\frac{c}{\rho}}. \quad (5.3)$$

Концентрацию напряжений у вершины острого выреза можно описать с помощью соответствующего коэффициента:

$$K_\alpha = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_y} = 2 \sqrt{\frac{c}{\rho}}. \quad (5.4)$$

Когда эллиптический надрез превращается в острую трещину, $\rho \rightarrow 0$ и, согласно (5.3), $\sigma_{\max} \rightarrow \infty$. Распределение напряжения вблизи кончика такой трещины ($\rho \ll x$) получим из формулы (5.1) с учетом того, что $\sqrt{\rho/(\rho + 4x)} \rightarrow 0$:

$$\sigma_y(x) = \sigma_y \sqrt{\frac{c}{x}}. \quad (5.5)$$

Умножив числитель и знаменатель правой части выражения (5.5) на $\sqrt{\pi}$, получим

$$\sigma_y(x) = \frac{\sigma_y \sqrt{\pi c}}{\sqrt{\pi x}} = \frac{K}{\sqrt{\pi x}}, \quad (5.6)$$

в котором параметр K называется коэффициентом интенсивности напряжений (КИН).

В общем случае КИН можно представить в виде

$$K = \alpha \sigma \sqrt{\pi c}, \quad (5.7)$$

где α – коэффициент, учитывающий форму и размер образца, форму трещины, тип нагружения (изгиб, растяжение, сдвиг).

Отметим, что КИН является мерой локальности напряжения в любой точке на расстоянии r от кончика трещины. Напряжение в этих точках пропорционально K/\sqrt{r} . Однако КИН в механике разрушения имеет фундаментальное значение не только в задачах, связанных с распределением напряжений, но и трактуется как энергетический параметр. Доказано, что величину КИН можно интерпретировать как степень высвобождения упругой энергии при разрушении.

Изложенные выше положения справедливы для случая идеального упругого деформирования материала в области, примыкающей к трещине. Однако в реальных материалах значительная концентрация напряжений у вершины должна приводить к локальному пластическому деформированию, когда растягивающие напряжения у кончика трещины превысят предел текучести σ_T : $\sigma_y \geq \sigma_T$ (рис. 5.3). Размер зоны пластического деформирования (ЗПД) s в направлении оси x можно оценить по формуле (5.6), приняв: $\sigma_y = \sigma_T$, $x = s$. Тогда

$$s = \left(\frac{\sigma}{\sigma_T} \right)^2 c = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K}{\sigma_T} \right)^2.$$

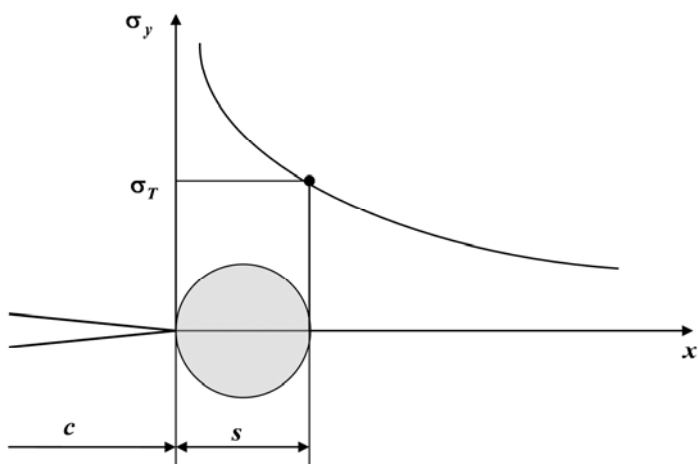


Рис. 5.3. Схема формирования зоны пластической деформации у вершины трещины

Следует отметить, что соотношение между размером ЗПД и толщиной образца t определяет вид напряженного и деформированного состояния у вершины трещины. Так, при $t \gg 2,5(K/\sigma_T)^2$ соблюдаются условия плоской деформации, а при $t \ll 2,5(K/\sigma_T)^2$ – условия плосконапряженного состояния. Следовательно

регулируя параметрами t и s , можно изменять деформированное и напряженное состояние материала в зоне роста трещины. Изучение ЗПД перед трещиной шириной, равной толщине образца t , показало, что в центральной части образца (по ширине вдоль фронта трещины) материал находится в условиях плоской деформации, а на боковых поверхностях образца трещина развивается в условиях плосконапряженного состояния. При этом ЗПД параллельна фронту трещины, а полосы скольжения расходятся под углом 45° к плоскости трещины.

5.2. Устойчивые и неустойчивые трещины. Критерии разрушения Гриффитса и Ирвина

Критерии разрушения вытекают из той или иной теории разрушения. В этом аспекте особое место занимает теория разрушения идеально упругого тела – энергетическая теория Гриффитса.

Пусть в бесконечной пластине единичной толщины расположена трещина длиной $2c$. Трещина развивается в условиях плосконапряженного (двухосного) состояния под действием приложенного к пластине перпендикулярно к длине трещины растягивающего напряжения σ (рис. 5.4).

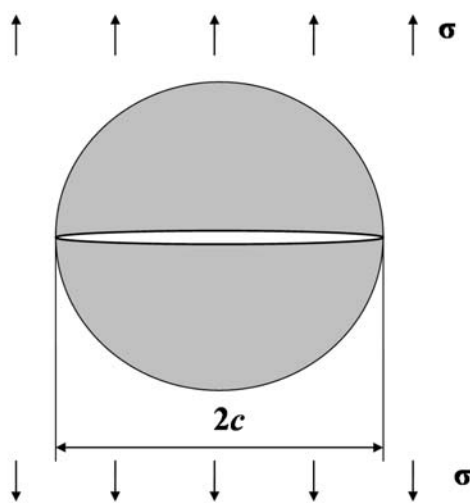


Рис. 5.4. Трещина в упруго деформированной бесконечной пластине.

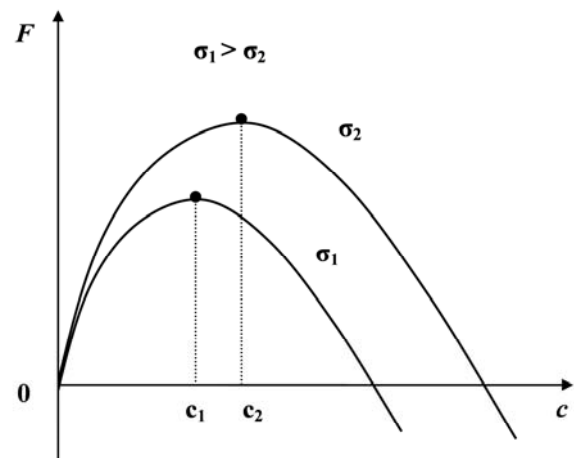


Рис. 5.5. К определению устойчивости трещин

Рассмотрим энергетический баланс такой трещины.

При упругом деформировании пластины без трещины напряжением σ на единицу объема материала с модулем упругости E приходится энергия $\sigma^2 / 2E$. При наличии трещины локальная область материала вокруг нее будет разгружена (заштрихованная область на рис. 5.4). Расчеты показывают, что площадь такой области разгрузки равна $2\pi c^2$. Тогда величина упругой энергии, высвобождающейся из-за наличия трещины и приходящейся на единицу толщины пластины, будет равна

$$U = \frac{\sigma^2}{2E} \cdot 2\pi c^2 = \frac{\pi\sigma^2 c^2}{E}. \quad (5.9)$$

Эта энергия идет на разрушение – разрыв межатомных связей и образование свободных поверхностей трещины. Как было отмечено в п. 3.1 данное явление описывается удельной поверхностной энергией γ_s . Тогда, для образования двух поверхностей раздела трещины длиной $2c$ необходима энергия (на единицу толщины пластины):

$$W = 4\gamma_s c. \quad (5.10)$$

Свободная энергия пластины с трещиной с учетом выражений (5.9) и (5.10) будет равна

$$F = W - U = 4\gamma_s c - \frac{\pi\sigma^2 c^2}{E}. \quad (5.11)$$

Зависимость (5.11) описывает устойчивое и неустойчивое состояния упругодеформированной пластины с трещиной (рис. 5.5).

При значениях размера c до максимума свободной энергии F высвобождаемой упругой энергии U недостаточно для самопроизвольного разрыва межатомных связей, и трещины с такими размерами считаются устойчивыми. Для их роста необходима дополнительная энергетическая подпитка от внешних источников при нагружении.

При некоторой длине трещины значение F является максимальным, что соответствует границе устойчивого состояния для рассматриваемой системы. Для трещин с большей длиной свободная энергия F уменьшается (рис. 5.5). При этом высвобождение

упругой энергии превышает уровень энергии, необходимый для разрыва межатомных связей. Трещина становится неустойчивой – она неконтролируемо растет без энергетической подпитки от внешних источников. Реализуется самопроизвольное разрушение пластины.

Граничный размер для устойчивых трещин связан с действующим напряжением уравнением, соответствующим экстремуму функции (5.11):

$$\frac{dF}{dc} = 4\gamma_s - \frac{2\pi\sigma^2 c}{E} = 0. \quad (5.12)$$

Из уравнения (5.12) можно получить выражение для определения разрушающего напряжения пластины при наличии трещины полудлиной c :

$$\sigma = \sqrt{\frac{2\gamma_s E}{\pi c}}. \quad (5.13)$$

Теория Гриффитса применима к идеально упругому деформированию у кончика трещины. В реальных материалах, как уже отмечалось, впереди фронта трещины существует зона пластической деформации. Ирвин показал, что в этом случае упругая энергия расходуется не только на образование новых поверхностей трещины, но и в значительной мере на пластическое деформирование материала у кончика трещины. С учетом ЗПД уравнение (5.13) преобразуется в уравнение Гриффитса – Ирвина:

$$\sigma = \sqrt{\frac{2E(\gamma_s + \gamma_p)}{\pi c}} \approx \sqrt{\frac{2E\gamma_p}{\pi c}}, \quad (5.14)$$

где γ_p – работа поверхностной пластической деформации, причем $\gamma_p \cong 10^3 \gamma_s$.

С учетом значения КИН (5.7), уравнение (5.14) позволяет определить один из основных критериев линейно-упругой механики разрушения – критическую величину КИН для хрупкого разрушения, которая называется *трещиностойкостью* или *вязкостью разрушения*:

$$K_c = \sigma_c \sqrt{\pi c} = \sqrt{2E\gamma_p} \quad (5.15)$$

где σ_c – критическое напряжение разрушения пластины с трещиной полудлиной c .

При увеличении нагрузки полное разрушение, обусловленное энергетически выгодным распространением трещины, наступает при $K \geq K_c$. Таким образом, вязкость разрушения K_c определяет способность твердого тела сопротивляться развитию трещин при механических и иных воздействиях.

Критерий разрушения (5.15) позволяет исследовать предельное состояние тела с трещиной и установить функциональную связь критических напряжений с длиной трещины: $\sigma_c = K_c / \sqrt{\pi c}$.

Значение вязкости разрушения относится к механическим характеристикам материала и определяется на образцах специальной формы, имеющих стандартизованную по геометрическим параметрам трещину, и при нагружении которых реализуется заданный тип напряженного состояния.

5.3. Рост усталостных трещин. Кинетическая диаграмма усталостного разрушения

Рассмотрим особенности распространения усталостных трещин, у которых напряженно-деформированное состояние в вершине характеризуется КИН (K), а сопротивление хрупкому разрушению – критическим значением КИН (K_c).

Обобщенной характеристикой распространения трещин является кинетическая диаграмма усталостного разрушения (КДУР).

КДУР получают экспериментально при наблюдении за ростом трещин в процессе циклического нагружения. Определяются значения скорости роста трещин $V_a = da/dN$ при соответствующем размахе КИН ($\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$) или максимальном КИН в цикле (K_{\max}) для текущего значения длины трещины a . Зависимость V_a от КИН представляется в двойных логарифмических координатах (рис 5.6.).

КДУР слева ограничивается пороговым КИН K_{th} , соответствующему моменту старгивания трещины или условию, когда ее ско-

рость составляет не более 10^{-10} м/цикл. Справа – критическим КИН K_{fc} , при достижении которого наступает долом образца.

В общем случае КДУР состоит из трех характерных участков (рис 5.6.). Первый (I) – криволинейный, соответствует диапазону низких скоростей роста трещин от 10^{-10} до $(2...20) \cdot 10^{-9}$ м/цикл. Второй участок (II), как правило, линейный и его можно аппроксимировать прямой линией. Этот участок соответствует диапазону скоростей роста трещин приблизительно от $(0,5...1,0) \cdot 10^{-8}$ до $(1...10) \cdot 10^{-7}$ м/цикл.

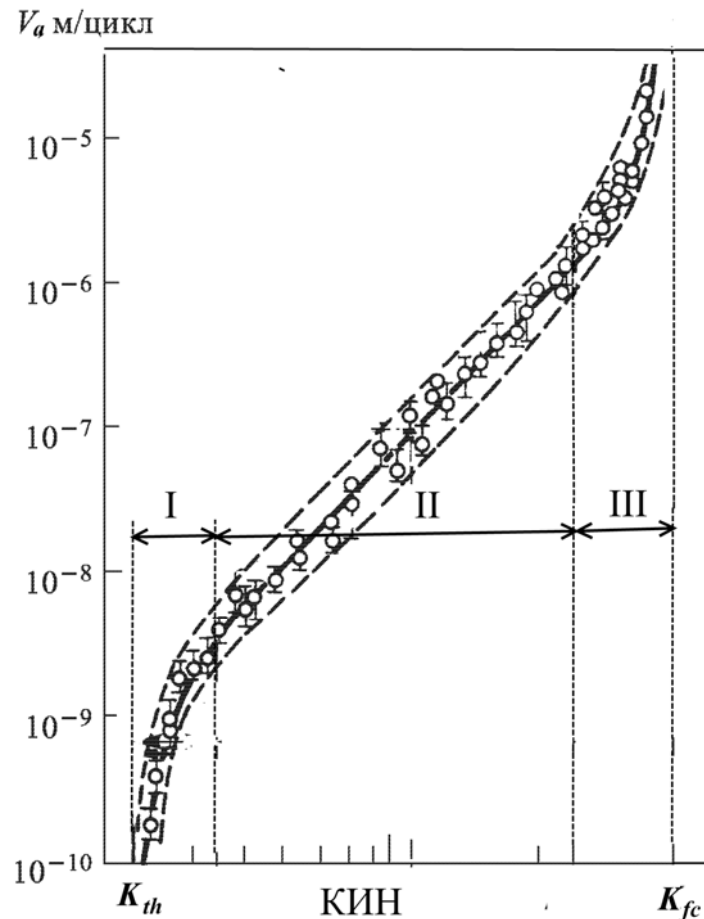


Рис 5.6. Кинетическая диаграмма усталостного разрушения

Третий участок (III), как и первый нелинейный и соответствует диапазону высоких скоростей роста трещин – более 10^{-6} м/цикл. Справа данный участок ограничивается значением K_{fc} , при достижении которого происходит разрушение образца.

Существует много разных вариантов аналитического представления КДУР. Описываются разные участки диаграммы, а также учитывается влияние на скорость роста трещин асимметрии циклического нагружения. Например, все три участка КДУР можно описать уравнением

$$\frac{da}{dN} = C \left(\frac{K_{\max} - K_{th}}{K_{fc} - K_{\max}} \right)^m,$$

где C и m – эмпирические коэффициенты.

Однако наиболее широкое распространение получили зависимости, описывающие второй участок КДУР, который охватывает наиболее значительный диапазон скоростей роста трещин. Самыми известными являются уравнения Пэриса

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m. \quad (5.16)$$

и Уолкера, в котором отражено влияние на скорость роста трещины асимметрии цикла нагружения:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\frac{\Delta K}{(1-R)^{1-n}} \right]^m.$$

где C , m и n – константы материала; R – коэффициент асимметрии цикла нагружения. Для различных материалов $m = 2 \dots 7$.

Экспериментальные исследования показывают, что между коэффициентами C и m уравнения (5.16) существует корреляционная зависимость вида

$$\lg C = q - pm, \quad (5.17)$$

где p и q – коэффициенты, значения которых определяются при аппроксимации второго участка экспериментальных КДУР и зависят от единиц измерения V_a и КИН.

Зависимость (5.17) позволяет записать уравнение (5.16) как

$$\frac{da}{dN} = 10^q (10^{-p} \Delta K)^m = V_f \left(\frac{\Delta K}{K_f} \right)^m \quad (5.18)$$

где параметры $K_f = 10^p$ и $V_f = 10^q$ являются общими для определенного класса материалов, а от конкретного материала зависит только показатель степени m . Например, для авиационных алюминиевых сплавов $K_f = 13,9 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$; $V_f = 3,46 \cdot 10^{-7} \text{ м/цикл}$, а для различных типов сталей $K_f = 896,6 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$; $V_f = 4,486 \cdot 10^{-6} \text{ м/цикл}$.

Дифференциальное уравнение (5.16) дает возможность определить зависимость длины трещины от числа циклов нагружения и, тем самым, описать вторую стадию усталостного разрушения – стадию роста трещины (рис. 1.1).

С учетом соотношения (5.7) уравнение (5.16) примет вид

$$\frac{da}{dN} = C(\alpha \Delta \sigma \sqrt{\pi a})^m. \quad (5.19)$$

Разделяя в (5.19) переменные, получим

$$a^{-\frac{m}{2}} da = C(\alpha \Delta \sigma \sqrt{\pi})^m dN. \quad (5.20)$$

Интегрируя уравнение (5.20) при $m \neq 2$ и с учетом того, что образования трещины с начальной длиной a_0 происходит при N_0 циклов нагружения, получим

$$a(N) = \left[a_0^{-\frac{m-2}{2}} - \frac{2C(\alpha \sqrt{\pi} \Delta \sigma)^m}{m-2} (N - N_0) \right]^{-\frac{2}{m-2}}. \quad (5.21)$$

Зависимость длины усталостной трещины от числа полетных циклов, построенная в соответствии с формулой (5.21), представлена на рис. 5.7 Трещина развивается в обшивке самолета (алюминиевый сплав Д16АТ) от отверстия под заклепку. Параметры, входящие в формулу (5.12), имеют следующие значения: $a_0 = 1,27 \cdot 10^{-3} \text{ м}$; $N_0 = 480 \text{ цикл}$; $\Delta \sigma = 138 \text{ МПа}$; $C = 1,42 \cdot 10^{-11} \text{ м}^{1-\frac{m}{2}} \text{ МПа}^{-m}$; $m = 3,59$; $\alpha = 1$.

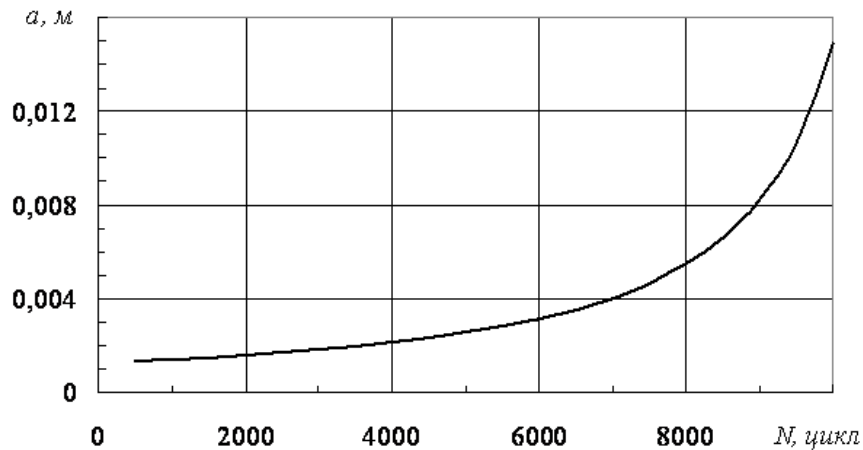


Рис. 5.7. Изменение длины усталостной трещины от числа полетных циклов

Зависимость (5.21) позволяет решать целый ряд важных задач, связанных с оценкой ресурсных показателей авиационных конструкций. Например, пусть предельное состояние обшивки задается наличием в ней трещины максимально допустимой длины a_f . Тогда из формулы (5.21) можно определить значение ресурса такой конструкции – наработки (число полетных циклов) N_f до формирования предельно допустимой трещины:

$$N_f = N_0 + \frac{m-2}{2C(\alpha\sqrt{\pi}\Delta\sigma)^m} \left(a_0^{-\frac{m-2}{2}} - a_f^{-\frac{m-2}{2}} \right). \quad (5.22)$$

Полученная на основании КДУР зависимость (5.21) может быть использована для обоснования периодичности осмотров авиационных конструкций с трещинами.

5.4. Особенности распространения малых усталостных трещин

Как было отмечено в п. 3.6 при циклическом деформировании в гладком материале происходит множественное разрушение – процессы зарождения роста и объединения микротрещин, которые возникают вследствие определенных физических механизмов, связанных с перемещением и торможением дислокаций – дефектов кристаллической решетки. В материале с надрезом преимущественно развивается только одна трещина, которая зарождается от

дна надреза. Однако у ее вершины также реализуется множественное разрушение – возникают микротрещины, они объединяются, что приводит к окончательному разрушению.

Таким образом, перед образованием больших усталостных трещин, рост которых описывается КДУР, существует инкубационная стадия макроразрушения – период образования и объединения микротрещин, а также образования и распространения малых (коротких) трещин, которые обычно выделяются в отдельный класс усталостных повреждений.

В общем случае усталостные трещины классифицируются в зависимости от их размеров на малые и большие.

Малые или короткие трещины (МТ) в свою очередь делятся на два вида:

а) микротрещины, размер которых сравним с размером структурных составляющих материала, и соответствует $1 \dots 10$ мкм;

б) физически малые трещины, развивающиеся в большинстве случаев в поверхностном слое и имеющие размеры $10^2 \dots 10^3$ мкм.

Когда усталостные МТ, преодолев поверхностный слой, проникают вглубь материала, они переходят в разряд больших и развиваются далее как большие (макротрещины). МТ размером $10 \dots 10^3$ мкм еще называют микрометровыми.

Длительное время МТ трактовались как повреждения, возникающие при циклическом нагружении металлов при амплитуде напряжений ниже предела усталости. Это, как правило, дефекты структурного размерного уровня и их относят к неразвивающимся трещинам. Однако дальнейшие исследования показали, что процессы зарождения и распространения МТ играют значительную роль при повреждаемости конструкционных материалов как одна из основных стадий развития разрушения.

Рассмотрим особенности распространения МТ.

Если экспериментальные данные по росту МТ в конструкционных материалах представить в виде КДУР, в которых КИН вычисляется таким же образом, как и для длинных трещин, это приведет к существенным отличиям в закономерностях распространения малых и больших трещин. Эти отличия состоят в следующем (рис. 5.8):

1. МТ растут при КИН, меньших порогового значения K_{th} для длинных трещин (рис. 5.8 а).
2. С увеличением длины малой трещины скорость роста, как правило, уменьшается (рис. 5.8 б).
3. Имеет место значительный разброс экспериментальных данных.

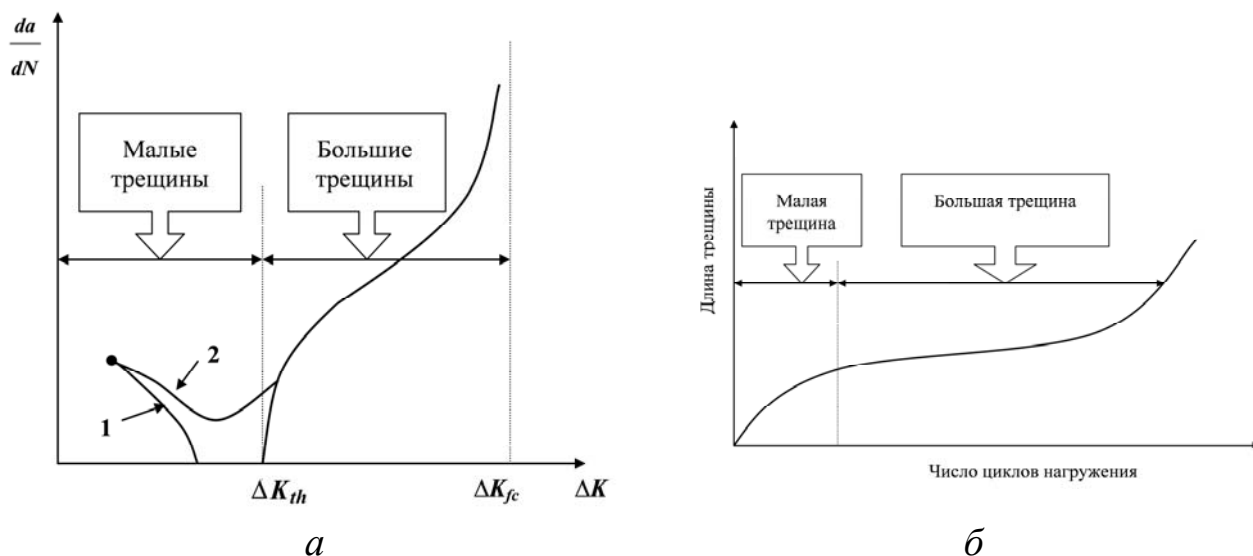


Рис. 5.8. Схематические зависимости скорости роста усталостных трещин от размаха КИН (а) и длины трещины от числа циклов нагружения (б), отражающие особенности распространения малых и больших трещин.

1 - нераспространяющиеся МТ; 2 - распространяющиеся МТ

Как уже отмечалось, вначале усталостная трещина растет вдоль первичной плоскости скольжения, в которой она зародилась (плоскости действия касательных напряжений). Далее трещина распространяется в плоскости, перпендикулярной оси действия напряжений (рис. 5.1). Обычно все исследования кинетики МТ относятся к данной стадии.

При описании кинетики МТ до того момента, когда трещина не станет большой, в качестве параметра нагруженности предлагается применять не размах напряжений $\Delta\sigma$, а размах пластической деформации в цикле $\Delta\gamma$. Так, на ранней стадии роста трещины период уменьшения ее скорости (рис. 5.8) задается уравнением

$$\frac{da}{dN} = A\Delta\gamma^\alpha (d - a). \quad (5.23)$$

Далее, когда МТ начинает увеличивать скорость, можно использовать кинетическую зависимость

$$\frac{da}{dN} = B\Delta\gamma^\beta a, \quad (5.24)$$

где a – длина трещины; N – число циклов; d – размер зерна материала; A , B , α , и β – константы.

Уравнение (5.23) описывает уменьшение скорости роста трещины с увеличением ее длины (рис. 5.8 *a*). Природа замедления скорости трещины связывается с преодолением упрочненного поверхностного слоя или со сменой вида напряженно-деформированного состояния – от плосконапряженного на поверхности до плоской деформации внутри.

Уравнение (5.24) описывает характерную для малоразмерных трещин экспоненциальную зависимость длины трещины от числа циклов нагружения. Такой тип зависимости имеет место и при циклическом нагружении с постоянной амплитудой напряжения σ_a :

$$\frac{da}{dN} = H\sigma_a^h a,$$

где H и h – константы ($h \approx 8$).

Следует отметить, что хотя для МТ и можно выделить определенные общие закономерности роста, однако характер зависимостей длины трещины от числа циклов нагружения отличается значительной неоднородностью. Наблюдения за поведением коллектива рассеянных на поверхности образца трещин показывают, что некоторые зародившиеся трещины могут быть нераспространяющиеся, часть растет стабильно, но со значительным разбросом скоростей, некоторые существенно ускоряют свой рост из-за объединения с соседними трещинами. Это свидетельствует о том, что скорость роста МТ является случайной величиной и поэтому описание коллективного поведения системы рассеянных трещин необходимо осуществлять в вероятностном аспекте. К сожалению, в современной научной литературе данные о статистических характеристиках роста МТ практически отсутствуют. Поэтому исследования подобных характеристик являются весьма актуальными.

6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ РЕСУРСА СТАРЕЮЩЕГО ПАРКА САМОЛЕТОВ

Увеличение налета воздушных судов обострило проблематику обеспечения их ресурсов. Количество самолетов с достаточно большим сроком эксплуатации (стареющий парк) составляют значительную долю (табл. 6.1), причем наблюдается тенденция к их увеличению (рис. 6.1).

Таблица 6.1.

Объем стареющего парка ВС разных типов на 1999 год

Тип ВС	Кол-во изготовленных ВС	Парк ВС в эксплуатации	Кол-во ВС стареющего парка.		
			Более 15 лет	более 20 лет	Более 25 лет
A300	503	411 (82%)	220 (46%)	60 (12%)	1 (0,2%)
A310	255	218 (85%)	54(21%)		
B707/720	1009	379 (37%)			
B 727	1831	1247 (68%)	1381 (75%)	1127 (62%)	673 (38%)
B 737-100/200	1144	901 (79%)	853 (75%)	442 (39%)	222 (19%)
B 737 CFMI	1988	1971 (99%)	13 (0,7%)		
B 747-100/SP/200/300	724	562 (78%)	490 (68%)	317 (44%)	154 (21%)
B 757	968	943 (97%)	51(6%)		
B 767	840	820 (98%)	109 (14%)		
DC-8	556	243 (44%)	268 (48%)	268 (48%)	268 (48%)
DC-9	976	727 (74%)	776 (79%)	739 (75%)	588 (61%)
DC-10	446	397 (89%)	333 (75%)	276 (62%)	162 (36%)
L-1011	249	155 (62%)	185 (74%)	113 (45%)	60 (24%)
Всего	11489	8974	4733 (46%)	3342 (33%)	2128 (21%)

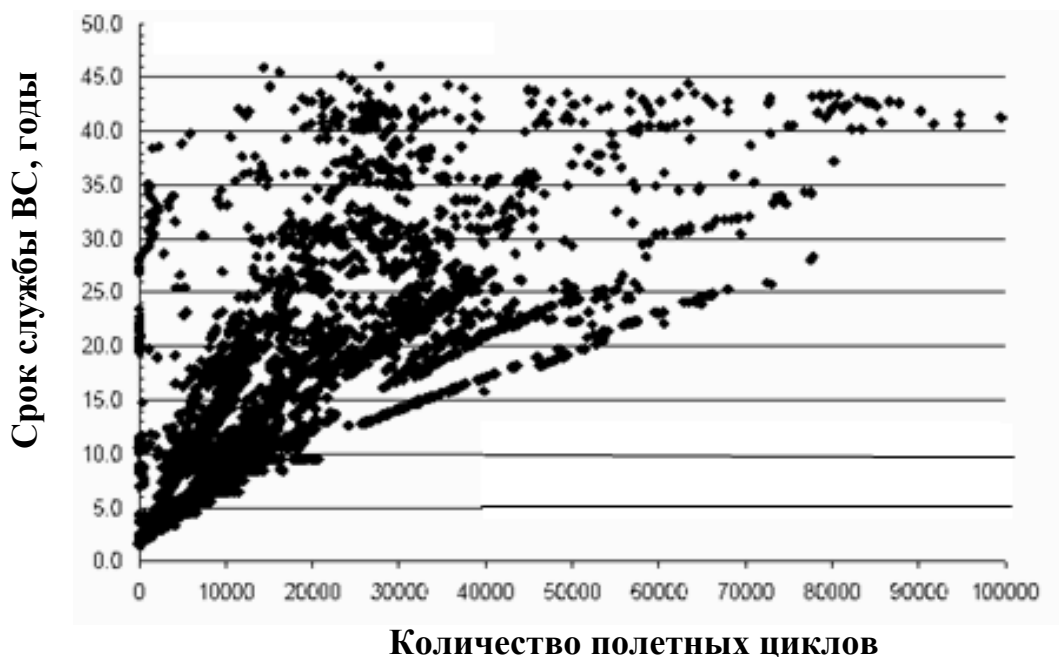


Рис. 6.1. Срок службы и наработка в эксплуатации парка воздушных судов транспортной категории в США (5014 единиц).
 Данные на июнь 2010 г. Средний срок службы 15,5 лет;
 средняя наработка 18900 полетных циклов или 39300 часов налета;
 средняя продолжительность полета 2,08 часов

Вполне очевидно, что стареющий парк в значительной степени подвержен проявлению деградационных процессов, в частности усталости и коррозии, и представляет собой особую категорию авиационной техники, к обслуживанию и восстановлению которой необходимы специфические подходы.

6.1. Основные понятия и определения

В авиации проблема обеспечения усталостного ресурса исторически связана с катастрофическими событиями из-за усталостных разрушений. К наиболее значимым, с точки зрения принятых последующих мероприятий, относятся разрушение самолетов Comet в 1954 г. и Boeing 737-200 компании Aloha Airlines в 1988 г.

Основной вывод, который был сделан после катастрофы Comet, заключался в признании явления усталости как одного из основных повреждающих факторов, ограничивающих ресурс самолета. Была определена необходимость учета эксплуатационной нагруженности

элементов конструкции и эффекта концентрации напряжений, выявления трещин методами неразрушающего контроля.

Характер разрушения Comet указал на возможность *многоэлементного усталостного повреждения*, когда усталостные трещины возникают и развиваются в смежных конструктивных элементах. Такой вид повреждения приводит к *обширному усталостному разрушению*, в который вовлекаются поврежденные элементы конструкции (рис. 6.2).

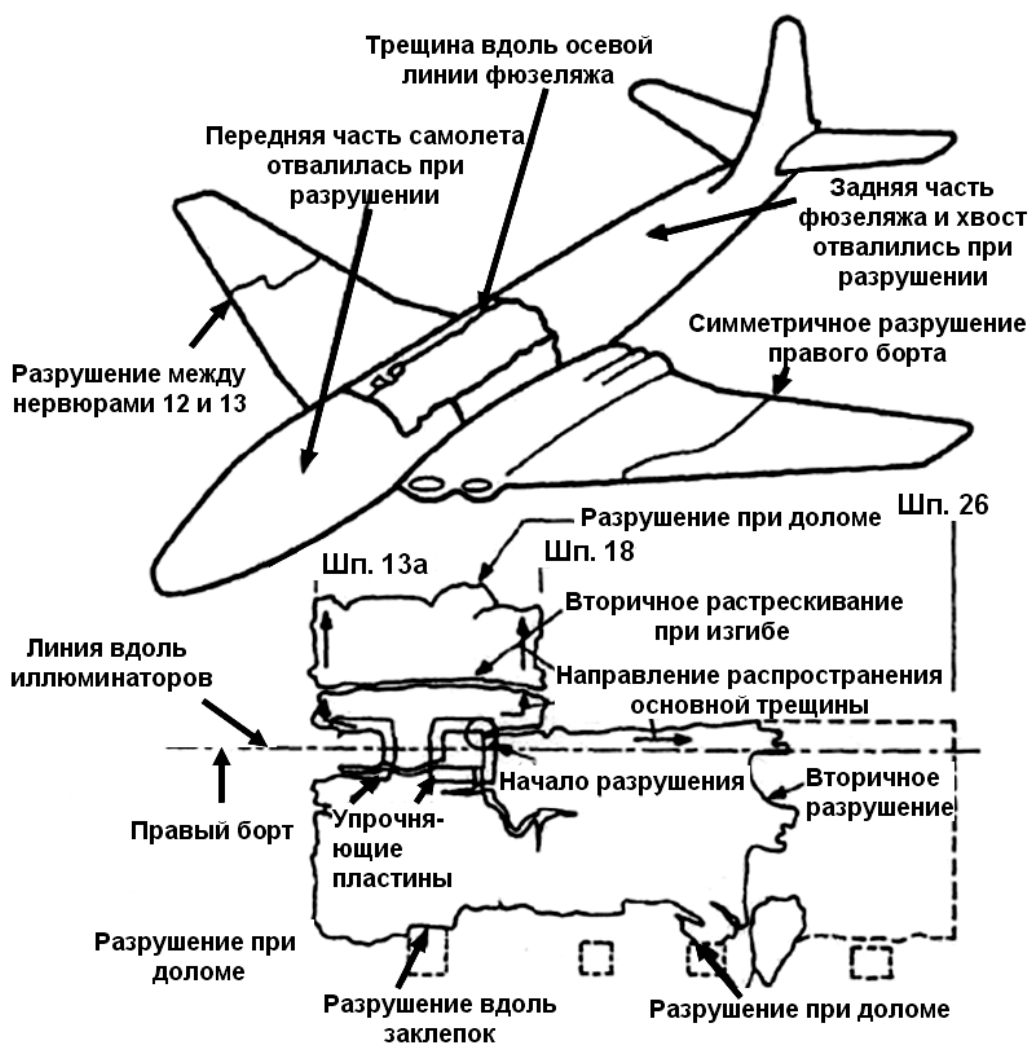


Рис. 6.2. Схема, иллюстрирующая усталостное разрушение самолета Comet

Комплекс принятых мероприятий позволил существенно увеличить верхний порог ресурсов авиационной техники – 1290 полетных циклов до разрушения Comet и более чем 80000 полетных циклов для Boeing 737-200 (Aloha Airlines).

Разрушение верхней панели обшивки фюзеляжа Boeing 737-200 (рис.6.3) произошло вдоль ряда заклепочного соединения из-за наличия усталостных трещин у отверстий под заклепки. Анализ причин этого события обозначил проблему так называемого *многоочагового повреждения*. Суть заключается в том, что остаточная прочность конструкции с наличием большого количества концентраторов напряжения (отверстия под заклепки) не определяется длиной единичной, изолированной трещины, а зависит от совокупности дефектов в заклепочном соединении.



а



б

Рис. 6.3. Разрушение обшивки фюзеляжа самолетов Boeing от многоочагового повреждения заклепочных соединений. Авиакомпания Aloha Airlines, рейс 243 (*а*) и Southwest, рейс 882 (*б*)

Во-первых, даже небольшая по размерам трещина a_d , образовавшаяся у края отверстия, модифицируется как более длинная с учетом диаметра отверстия: $a_{mc} = D + 2a_d$ (рис. 6.4, *а*). Это приводит к существенному сокращению периода роста трещин и, соответственно к уменьшению реального ресурса конструкции (рис. 6.4, *б*).

Во-вторых, две небольшие по размерам трещины, образовавшиеся у соседних отверстий и растущие навстречу друг другу, могут объединиться и привести к разрушению перемычки между отверстиями (рис. 6.4, *а*). В этом случае формируется дефект достаточно большого размера ($a_{mc} = 2D + l$), который приведет к перераспределению напряжений в несущем сечении и может способствовать ускоренному разрушению заклепочного соединения.

В-третьих, возможна неблагоприятная ситуация, когда повреждения (трещины у отверстий, разрушенные перемычки) случайным образом располагаются вблизи друг от друга, что может привести к внезапному лавинообразному разрушению конструкции с его распространением на соседние элементы.

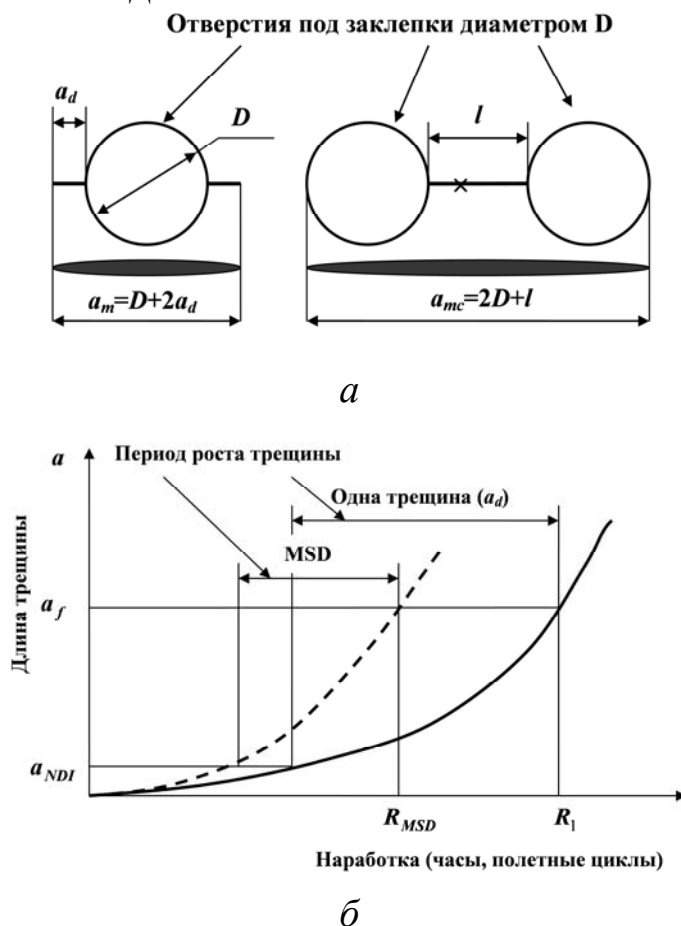


Рис. 6.4. Схема влияния многоочагового повреждения на прочность конструкции (a) и ее ресурс (b).

a_d – длина трещины; a_m – модифицированная длина трещины;
 a_{NDI} – минимальная длина трещины, регистрируемая методами неразрушающего контроля; a_f – критическая длина трещины;
 R_1 – ресурс конструкции с одной трещиной;
 R_{MSD} – ресурс конструкции при многоочаговом повреждении

Важным обстоятельством является то, что многоочаговое повреждение авиационных конструкций с заклепочными соединениями преимущественно проявляется на воздушных судах с достаточно большими сроками эксплуатации. Следует отметить, что данная проблема стала определяющей в комплексе мероприятий по

обеспечению летной годности и обоснованию ресурсов стареющего парка самолетов.

За период после первого проявления разрушения фюзеляжа от многоочагового повреждения (1988 г.) производителями авиационной техники, ее эксплуатантами, авиационными администрациями разных стран были предприняты определенные усилия по решению данной проблемы. Ниже приведены некоторые положения и определения из действующей нормативной базы.

Многоочаговое повреждение (Multiple Site Damage – MSD) не является обособленным понятием среди положений, связанных с обеспечением усталостной прочности авиационных конструкций. MSD тесно взаимосвязано с такими понятиями как *Обширное усталостное повреждение* (Widespread Fatigue Damage – WFD) и *Многоэлементное повреждение* (Multiple Element Damage – MED).

Формулировки данных положений, принятых в США Консультативным комитетом по разработке авиационных правил (ARAC) и используемых Рабочей группой по обеспечению лётной годности (AAWG), а также изложенных в Методах определения соответствия (MOC) нормативным требованиям АП 25.571 приведены в табл. 6.2.

Таблица 6.2.

Нормативные определения основных положений, касающихся усталостной прочности воздушных судов

Определения ARAC (язык оригинала)	Определения MOC
<i>Widespread Fatigue Damage</i> (WFD) in a structure is characterized by the simultaneous presence of cracks at multiple structural details that are of sufficient size and density whereby the structure will no longer meet its damage tolerance requirement (<i>i.e.</i> to maintain its required residual strength after partial structural failure)	Обширное усталостное повреждение это такое усталостное повреждение конструкции, которое характеризуется одновременным наличием в одной или нескольких смежных деталях конструкции многих трещин таких размеров и с такой плотностью расположения, что остаточная прочность конструкции не сохраняется далее на допустимом уровне

Определения ARAC (язык оригинала)	Определения МОС
<i>Multiple Site Damage</i> (MSD) is a source of widespread fatigue damage characterized by the simultaneous presence of fatigue cracks in the same structural element (<i>i.e.</i> fatigue cracks that may coalesce with or without other damage leading to a loss of required residual strength)	Многоочаговое повреждение это состояние поврежденной конструкции, приводящее к обширному усталостному повреждению, характеризующееся одновременным наличием усталостных трещин в одном и том же элементе конструкции [т.е. усталостные трещины, которые в случае объединения, с участием (или без него) другого повреждения, приведут к снижению остаточной прочности ниже допустимого уровня]
<i>Multiple Element Damage</i> (MED) is a source of widespread fatigue damage characterized by the simultaneous presence of fatigue cracks in similar adjacent structural elements	Многоэлементное повреждение это состояние поврежденной конструкции, приводящее к обширному усталостному повреждению, характеризующееся одновременным наличием усталостных трещин в смежных конструктивных элементах

Для формирования программ, направленных на обеспечение целостности конструкций, ААWG предлагает использовать следующую терминологию для особых этапов наработки (табл. 6.3).

Таблица 6.3.

Особые этапы наработки, используемые при реализации программ по обеспечению усталостной прочности ВС

Определения ARAC	
язык оригинала	перевод авторов
<i>Fatigue Crack Initiation</i> is that point in time when a finite fatigue crack is first expected	Образование усталостной трещины – момент времени, когда впервые проявляется устойчивая усталостная трещина

язык оригинала	перевод авторов
<i>Point of WFD</i> is a point reduced from the average expected behavior, i.e. lower bound, so that operation up to that point provides equivalent protection to that of a two-lifetime fatigue test	Точка WFD – момент времени, от которого начинается снижение прочностных свойств от среднего ожидаемого уровня, т.е. такая нижняя граница наработки, до которой при эксплуатации обеспечивается двукратный запас по долговечности, соответствующей испытаниям на усталость
<i>Monitoring Period</i> is the period of time when special inspections of the fleet are initiated due to an increased risk of MSD/MED, and ending when the point of WFD is established	Период Мониторинга – промежуток времени, когда при увеличении риска MSD/MED начинаются специальные инспекции парка и который заканчивается в точке WFD

Графическое представление приведенных в табл. 6.3 этапов иллюстрируется на простой схеме (рис.6.5).

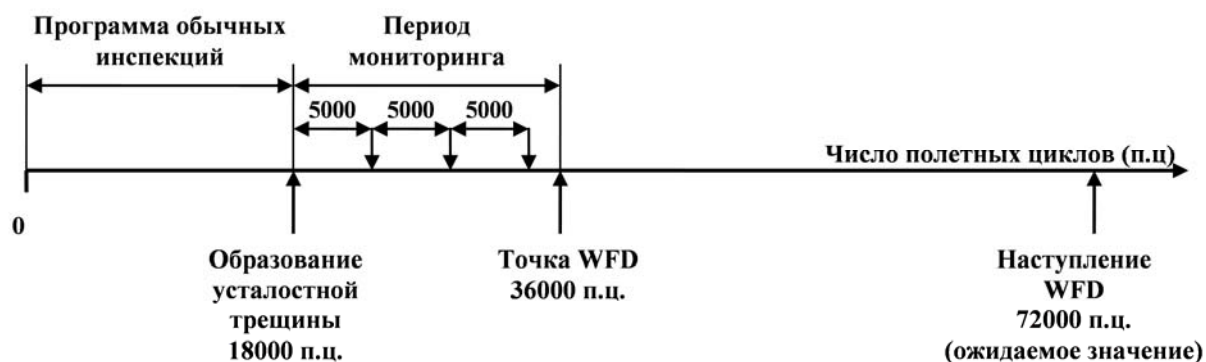


Рис. 6.5. Схема расположения на оси времени особых этапов наработки, направленных на предотвращение усталостного разрушения конструкции. Значения полетных циклов условные

При обобщении всех научно-технических и регулятивных мероприятий, которые были наработаны за последние годы и направлены на обеспечение летной годности стареющего парка по условиям усталостной прочности самолетов, обозначились основные направления решения проблемы MSD. Это:

1. Определение и обоснование критических мест конструкции воздушных судов, потенциально опасных с позиций образования и развития MSD (рис. 6.6);



Рис. 6.6. Восприимчивые к MSD критические места конструкции для A300

2. Прогнозирование разрушения конструкций с заклепочными соединениями с учетом процессов образования, распространения и объединения усталостных трещин;

3. Разработка специальной методологии инспектирования стареющих воздушных судов с источниками проявления MSD, включая вопросы надежности обнаружения дефектов и обоснования интервалов осмотров.

Первое направление базируется на использовании комплекса проектно-конструкторских, испытательных и эксплуатационных мероприятий. Конструкция каждого типа воздушного судна должна быть проанализирована с позиций конструктивных особенностей заклепочных соединений, их местоположения, нагруженности, механических свойств материалов и особенностей работы в эксплуатации. Эти данные уточняются с учетом результатов стендовых и летных испытаний как новых типов воздушных судов, так и конструкций с эксплуатационной наработкой. Безусловно, важным источником информации о техническом состоянии таких критических мест является опыт эксплуатации самолетов, особенно тех, которые оборудованы встроенными датчиками контроля (системами SHM, п. 9.1).

Второе направление предусматривает комплекс научных исследований, базирующихся на теоретических и экспериментальных положениях механики разрушения. Принимая во внимание большое количество источников усталостного повреждения в конст-

рукции воздушных судов, а также случайную природу разрушения, прогнозирование предельных состояний должно осуществляться в вероятностном аспекте.

Данное направление, безусловно, связано с предыдущим и закладывает научную базу для выработки и реализации научно-технических и регуляторных действий, направленных на обеспечение летной годности самолетов стареющего парка. Одним из таких действий является разработка специальной для стареющего парка методологии инспектирования, что предусматривается третьим направлением решения проблемы MSD.

6.2. Методы прогнозирования ресурсных характеристик авиационных конструкций при многоочаговом повреждении

Метод численного моделирования. Случайная природа MSD обусловлена стохастическим рассеиванием времени до образования трещин, случайным характером эксплуатационного нагружения, случайным распространением трещин. Большинство из этих факторов учитывается при численном моделировании данного вида поврежденности методом Монте-Карло, который используется авиастроительной компанией Airbus.

Результатом численного эксперимента являются статистические оценки характеристик прочности и долговечности конструкции. Это изменение остаточной прочности от времени эксплуатации, соотношение между продолжительностью стадии до зарождения трещин и стадии их распространения до критического размера, распределение числа полетных циклов до разрушения, статистические характеристики поврежденности, необходимые для оценки уровня риска при эксплуатации авиационных конструкций с допустимыми повреждениями.

При моделировании исходят из того, что каждый потенциальный очаг повреждения в конструкции (два соседних отверстия под заклепку) существенно отличается по распределению усталостной долговечности от обычных лабораторных образцов.

Период роста трещины делится на интервалы в пределах пошаговой по времени программы, на каждом дискретном временном шаге которой производятся следующие вычислительные действия:

— каждый очаг повреждения проверяется на наличие (или отсутствие) усталостной трещины;

— рост каждой усталостной трещины описывается методами линейной механики разрушения. С использованием стандартных зависимостей или посредством подробного анализа напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов определяется КИН с учетом взаимодействия смежных трещин и взаимодействия трещины с отверстием под заклепки;

— объединение смежных встречных трещин в вычислениях поврежденности определяется согласно критерию «соприкосновения» зон пластических деформаций у кончиков трещин.

Вычисление прекращается при некоторых ранее определенных условиях предельного состояния – достижения одной из трещин предельной длины или отказа конструкции по критерию предельно допустимой остаточной прочности.

Эти этапы формируют одну итерацию моделирования методом Монте-Карло. Затем вычисление повторяется с большое количество раз с учетом заданных распределений числа циклов до образования трещины в очагах разрушения и кинетики их роста. Каждое отдельное вычисление представляет различные сценарии повреждения. На выходе получается распределение времени до предельного состояния (полная усталостная долговечность или остаточная прочность), связанное с конфигурацией множественных отверстий.

Результаты моделирования представляются графически с учетом стадийности усталостного разрушения:

$$N_f = N_{ic} + N_{pc},$$

где N_f – число циклов до разрушения (до предельного состояния);

N_{ic} – число циклов до образования трещины; N_{pc} – число циклов роста трещины;

Для конфигурации множественных отверстий усталостная долговечность может быть представлена как реализация множества

сценариев моделирования в координатах N_{pc} и N_f (рис. 6.7, *a*) или в координатах N_{ic} и N_{pc} .

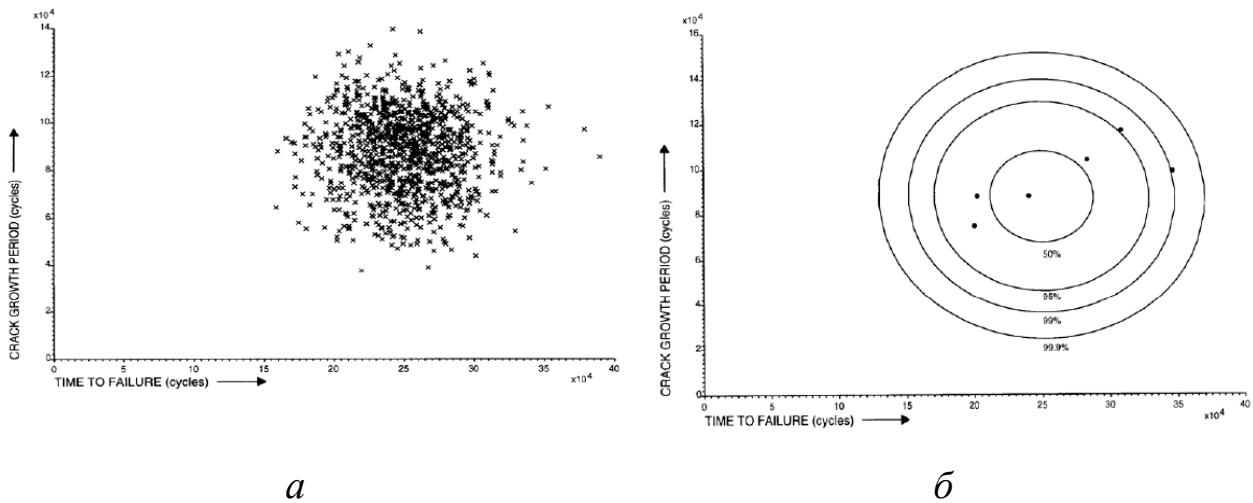


Рис. 6.7. Результаты моделирования методом Монте-Карло конструкции с множественными отверстиями, представленные в виде отдельных сценариев (*a*) и с учетом доверительных интервалов (*б*). На осях отложены: продолжительность стадии роста усталостной трещины N_{pc} (ось ординат) и продолжительность стадии до разрушения конструкции N_f (ось абсцисс)

Статистическая интерпретация результатов моделирования состоит в построении доверительных интервалов без нанесения отдельных частных значений (рис.6.7, *б*). Точность такого представления данных зависит от числа сценариев моделирования (например, для точности 10^{-4} требуется оценка минимум 10^4 сценариев). На таком графике для подтверждения достоверности численного моделирования часто наносят данные экспериментальных испытаний на усталость образцов с множественными отверстиями (шесть точек на рис.6.7, *б*).

На основании результатов моделирования для заданного доверительного интервала определяются основные параметры периода мониторинга (рис. 6.5) – пороговое значение наработки до образования трещины, точка WFD, интервалы осмотров и средняя наработка до наступления разрушения конструкции.

Метод, основанный на распределении Вейбулла. В компании ВСА (Boeing Commercial Airplanes) используется подход, основанный на определении момента инициирования процесса многоочагового / многоэлементного повреждений (MSD/MED). Цель состоит в разработке эффективной и экономически обоснованной инспекционной программы, которая начинает реализовываться при обнаружении первых трещин по всему парку. Для вероятностной оценки момента появления трещин использует распределение циклической наработки до образования начальной трещины применительно к различным уровням конструкции.

Распределение наработки до образования усталостной трещины в авиационных конструкциях (time to crack initiation – ТТСИ) описывается функцией, соответствующей двухпараметрическому распределению Вейбулла

$$F_{ТТСИ}(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^\alpha\right], \quad (6.1)$$

где t – время в часах налета или количество полетных циклов; α – параметр формы; β – параметр масштаба.

Выражение (6.1) соответствует полученному ранее распределению (4.6.6), однако представлено в иной форме записи.

Для практического использования функции (6.1) необходимо определится с размером начальной трещины a_0 (рис. 1), а также с числовыми значениями параметров α и β .

Размер начальной трещины. Вполне очевидно, что адекватное распределение времени до формирования начальной трещины будет связано с ее длиной. Надежность средств неразрушающего контроля зависит от размера инспектируемых дефектов и, естественно, от условий контроля – в лаборатории при проведении экспериментов или в условиях эксплуатации авиационной техники. Более подробно эти аспекты будут рассмотрены в п. 8.2. Применительно к отверстиям под заклепку в авиационных конструкциях для a_0 используются значения от 0,25 мм до 1,5 мм (обычно принимают $a_0=1,27$ мм (0,05 дюйма)).

Параметр масштаба β . Обычно значение параметра масштаба β в распределении (6.1) выбирается в зависимости от величины усталостного ресурса самолета, закладываемого при проектировании для заданного уровня надежности. Например, если проектный ресурс самолета равен 20000 полетов при минимальном уровне надежности 0,95, то значение параметра β берется как удвоенное значение проектного ресурса, т.е. $\beta=40000$ полетов.

Параметр формы α . Параметр формы или разброса α распределения (6.1) оценивается на основании данных контроля трещин в эксплуатации. Результаты такого контроля за двадцать лет показали, что для различных уровней конструкции значения параметра α следует принимать индивидуально. В основном, разброс для критических деталей в пределах узла меньше, чем между узлами в самолете, а разброс между узлами меньше, чем между самолетами в парке. В табл. 6.4 приведены рекомендуемые значения α для различных уровней конструкции при основных способах приложения эксплуатационных нагрузок.

Таблица 6.4

Рекомендуемые значения параметра формы α для основных уровней конструкции при различных способах приложения эксплуатационных нагрузок

Уровень конструкции	Конструкция, нагружаемая внутренним давлением	Конструкция при внешнем нагружении
Самолет в целом	5	4
Узел WFD	6	5
Критическая деталь	8	6

В расчетах обычно принимают $\alpha=4$, что соответствует наибольшему разбросу времени до образования усталостной трещины.

Таким образом, для вероятностной оценки наработки до появления трещины в зоне отверстия под заклепку можно использовать распределение Вейбулла (6.1), в котором параметр масштаба β задается значением характерного ресурса детали, а параметр формы

α – значением требуемого разброса для уровня конструкции и условий ее нагружения (табл. 6.4).

Согласно подходу ВСА, при анализе обширного усталостного повреждения (WFD) выделяется три уровня конструкции:

- критическая деталь с MSD;
- узел, подверженный WFD;
- самолет в целом.

В качестве критической детали, которая является стандартным элементом MSD/MED в узле конструкции, рассматривается одна или несколько смежных заклепок как источники зарождения усталостных трещин. Узел WFD – совокупность критических деталей, например, соединение внахлест. Конструкция самолета состоит из большого количества узлов WFD.

Если известны параметры распределения (6.1) для критической детали (α_1, β_1), которая входит в определенный узел конструкции, и относительная доля поврежденных деталей в узле составляет r_1 , то характерный ресурс такого узла WFD – β_2 может быть оценен при допущении $t \approx \beta_2$ в (6.1):

$$\beta_2 \approx \beta_1 [-\ln(1 - r_1)]^{-\frac{1}{\alpha_1}}.$$

Соответственно определяется характерный ресурс β_3 для самолета, включающего относительную долю r_2 поврежденных узлов WFD с параметрами распределения α_2 и β_2 :

$$\beta_3 \approx \beta_2 [-\ln(1 - r_2)]^{\frac{1}{\alpha_2}}$$

Подход ВСА трактует возникновение MSD/MED как случай очень быстрого появления трещины. Так, для относительной доли r_3 самолетов в парке, которые имеют долю r_2 поврежденных узлов WFD с долей r_1 критических деталей, обычно принимается $r_1 \approx 0,1$, а r_2 и r_3 приблизительно равны 0,01.

Ресурса парка β_4 с относительной долей r_3 самолетов, имеющих указанные повреждения, появление MSD/MED оценивается на основании распределения (6.1) с параметрами α_3 и β_3 :

$$\begin{aligned} \beta_4 &\approx \beta_3 [-\ln(1-r_3)]^{-\frac{1}{\alpha_3}} \approx \beta_1 [-\ln(1-r_1)]^{-\frac{1}{\alpha_1}} [-\ln(1-r_2)]^{-\frac{1}{\alpha_2}} [-\ln(1-r_3)]^{-\frac{1}{\alpha_3}} \approx \\ &\approx \beta_1 \prod_{i=1}^3 [-\ln(1-r_i)]^{-\frac{1}{\alpha_i}} \approx \beta_1 S_{WFD}, \end{aligned}$$

где S_{WFD} – коэффициент, показывающий, насколько уменьшается ресурс парка самолетов по отношению к ресурсу критической детали конструкции.

Таким образом, ресурсные показатели узлов конструкции, самолета в целом и парка воздушных судов по критерию возникновения MSD/MED базируются на показателях распределения ТТСИ критической детали (α_1, β_1) – одной или группы заклепок в соединении.

Суть концепции допустимости повреждений, рассмотренной в п.1, состоит в установлении сроков первого и последующих осмотров конструкции в эксплуатации с целью обнаружения возможного повреждения. Реализация этого положения для конструкций с MSD/MED заключается в разработке эффективных программ по проведению инспекций от начала периода мониторинга – на временном отрезке от появления первой трещины до точки WFD (рис. 6.5). Рассмотренный подход к оценке статистических показателей наработки на основе распределения Вейбулла, применяемая ВСА, гарантирует своевременное обнаружение повреждения вида MSD/MED по парку самолетов с высокой надежностью.

Распределение Вейбулла для ТТСИ используется также при оценке показателей периода мониторинга в методологии LMAS (Lockheed-Martin Aeronautical Systems). При этом параметры распределения (6.1) устанавливаются на основании лабораторных и стендовых испытаний образцов, деталей и даже узлов конструкций. Для самолета в целом вводятся поправочные коэффициенты, корректирующие результаты испытаний с учетом особенностей эксплуатационного нагружения.

7. УСТАЛОСТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ, КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ И АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

7.1. Место усталостных испытаний в процессах создания и эксплуатации воздушных судов

Несмотря на развитие и совершенствование расчетных методов определения прочности и ресурса авиационных конструкций, экспериментальные исследования остаются важной и необходимой составляющей процессов создания воздушного судна, обеспечения его длительной эффективной эксплуатации, предупреждения катастрофического разрушения.

Прочностные испытания образцов материалов, конструктивных элементов и целых конструкций самолетов проводятся на стадии разработки, производства и эксплуатации воздушных судов. Испытания являются также неотъемлемой частью процесса сертификации (рис.7.1).



Рис.7.1. Испытания в процессе создания и сертификации воздушного судна

На этапе проектирования испытываются образцы материалов и конструктивные элементы. При производстве узлов и агрегатов контролируются их характеристики долговечности и живучести. На стадии производства и на начальном этапе эксплуатации один или несколько образцов самолетов в целом проходят натурные ресурсные испытания.

В дальнейшем с целью проверки внесенных в конструкцию изменений на стадии производства серийных самолётов испытания агрегатов и конструктивных элементов могут быть продолжены.

7.2. Лабораторные испытания образцов материалов и конструктив

Для проведения лабораторных стендовых усталостных испытаний используются разнообразные испытательные машины. История создания и использования испытательного оборудования началась с исследований Велера. Во второй половине XIX столетия впервые возникла необходимость в усталостных испытаниях, именно в это время Велером была разработана машина для испытаний на усталость. Задачей Велера была исследование выносливости железнодорожных осей, это привело к появлению первой машины на изгиб с вращением.

Впоследствии Велер сконструировал машины на плоский изгиб и кручение и испытательные машины осевого нагружения, в которых к образцу можно было прикладывать различные максимальные и минимальные нагрузки. С помощью этих усталостных испытательных машин Велер получил данные для построения кривых σ -N, известных в настоящее время как кривые Велера или кривые усталости.

В течении длительного времени усталостные испытательные машины предназначались для нагружения с постоянной амплитудой.

Для моделирования нерегулярно меняющихся эксплуатационных нагрузок использовались блочные программные испытания,

которые могли быть осуществлены имеющимися в наличии усталостными испытательными машинами.

Разработка сервогидравлических испытательных машин в начале 60-х годов XX века привела к новым возможностям. В настоящее время реализуется, с некоторыми ограничениями, моделирование любого типа истории нагружения авиационных конструкций.

Таким образом, к настоящему времени разработаны и используются различные машины для испытаний на усталость.

Усталостные испытательные машины могут быть классифицированы в соответствии со следующими признаками: тип создаваемых нагрузок, система создания нагрузки, система измерения нагрузки, система управления, мощность, частота испытаний.

В соответствии с типом создаваемых нагрузок можно различать машины: а) для испытаний на плоский изгиб; б) изгиб с вращением; в) кручение; г) осевое нагружение.

В большинстве случаев усталостные испытания являются ускоренными, т.к. продолжительность испытаний, выраженная в часах, значительно меньше фактического срока службы. Ускорение усталостных испытаний достигается повышением частоты, повышением напряжений и исключением тех напряжений в спектре, которые практически не сказываются на процессе усталости. Так, в некоторых случаях используются пульсаторы резонансного типа для малых образцов с частотой свыше 50000 Гц. Современные высокочастотные пульсаторы сокращают время испытаний отдельных деталей, например лопаток турбомашин, до десятков минут.

Очевидно, что такое высокочастотное нагружение приемлемо только при небольших упругих деформациях.

Испытания на малоцикловую усталость проводятся с частотой несколько циклов в минуту.

В таблице 7.1 дана классификация испытательных машин в соответствии с частотой нагружения.

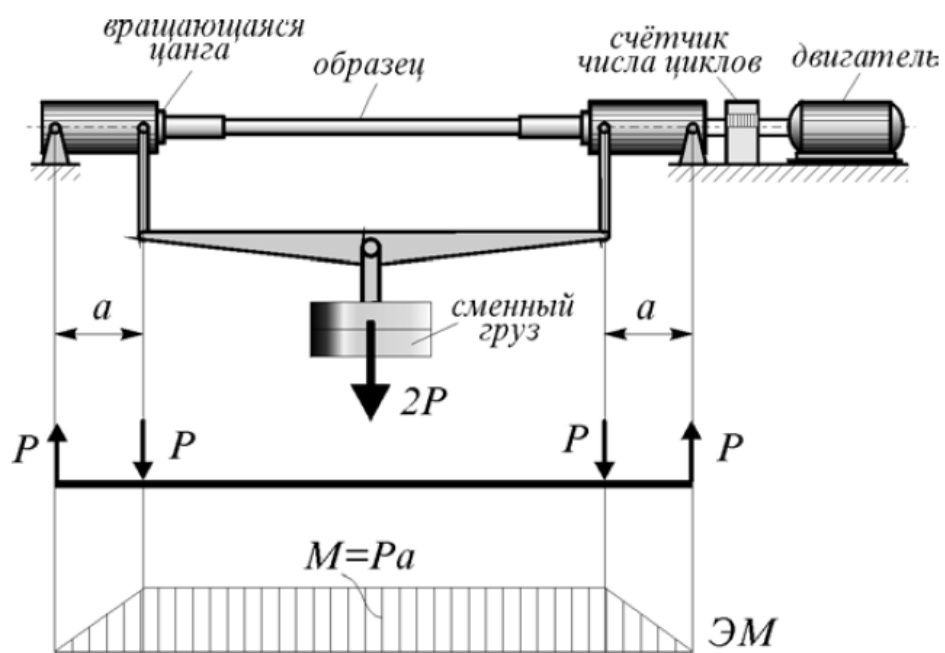
Наиболее существенной отличительной характеристикой усталостных испытательных машин является метод создания нагрузки.

Таблица 7.1.

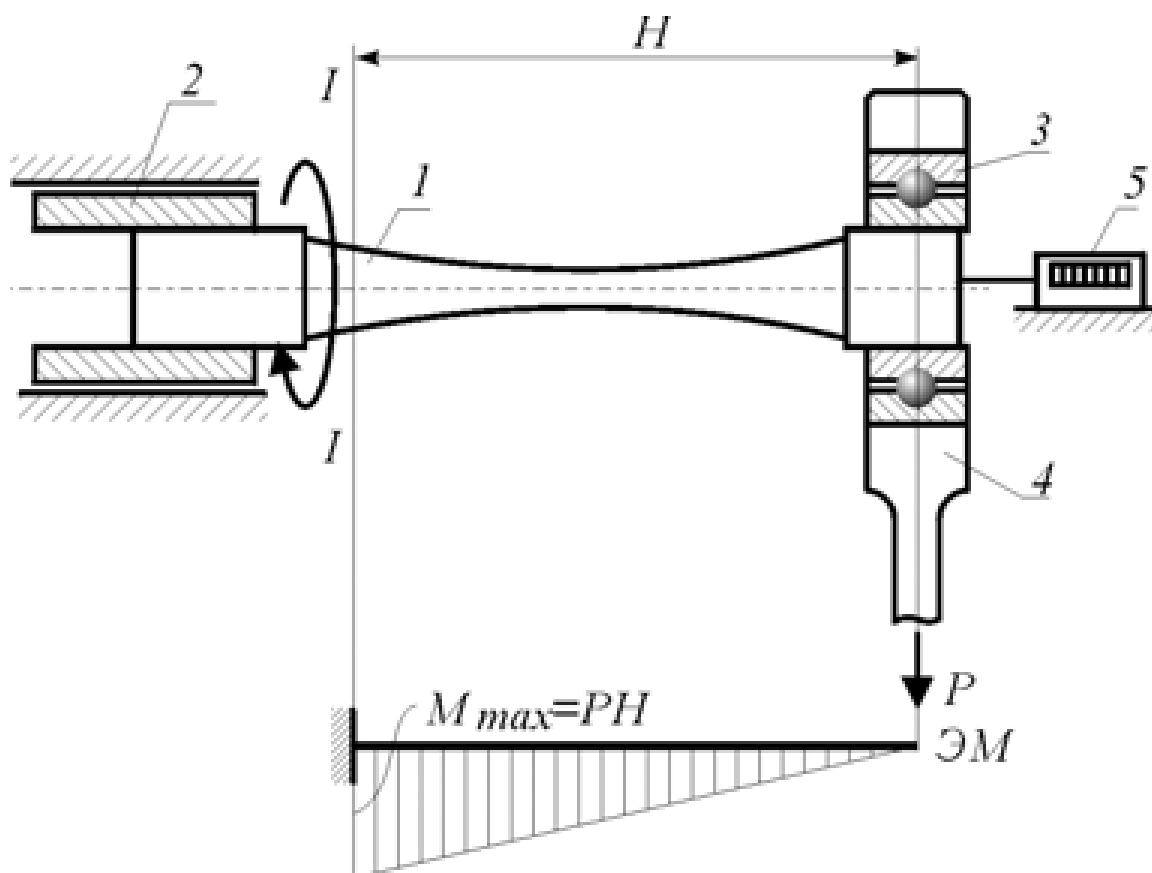
Частоты нагружения некоторых испытательных машин

Частота испытаний, 1/с	Типы усталостных испытательных машин
< 1	Машины с винтовым приводом гидравлические медленного действия
2 – 17	Объемный пульсатор (объем 50 - 100 см ³)
<25	Машины на плоский изгиб (до 15 Нм)
<33	Машины на изгиб с вращением (до 40 000 Нм)
8,5 – 60	Объемный пульсатор (объем < 50 см ³)
<100	Сервогидравлические усталостные испытательные машины
12 - 130	Механические резонансные машины
40 - 150	Сервогидравлические резонансные машины (одно - и двухактуаторный привод)
<200	Машины на изгиб с вращением (до 30 Нм)
50-50000	Электромагнитные резонансные машины

Самым простым, с технической точки зрения, является реализация циклического изгиба. На рис.7.2. показаны схемы испытательных машин с двухопорным и консольным креплением образца.



а



б

Рис.7.2. Схемы испытательных машин с двухопорным (а) и консольным (б) креплением образца

На рис.7.2, б: 1 – испытуемый образец; 2 – вращающаяся цапга; 3 – подшипник; 4 – тяга со сменными грузами (P); 5 – счетчик числа циклов.

Наибольшими функциональными возможностями обладает сервогидравлическая система создания нагрузки. Тем не менее, усталостные испытательные машины, использующие другие принципы создания нагрузки, имеют свои специфические области применения.

Чаще всего используются сервогидравлические испытательные машины с замкнутой петлей управления (рис.7.3). Управление с замкнутым контуром позволяет оценить нагрузку, деформацию, перемещение, скорость, ускорение, энергию и давление как непосредственные параметры управления и создает автоматическую систему, которая поддерживает заданные условия на образце. Почти любой тип испытаний можно выполнить, сгенерировав электрический сигнал, соответствующий необходимым условиям нагружения.

Сервогидравлика стала возможной только после разработки сервоклапанов, которые управляют потоком масла к актуатору пропорционально входному электрическому сигналу.

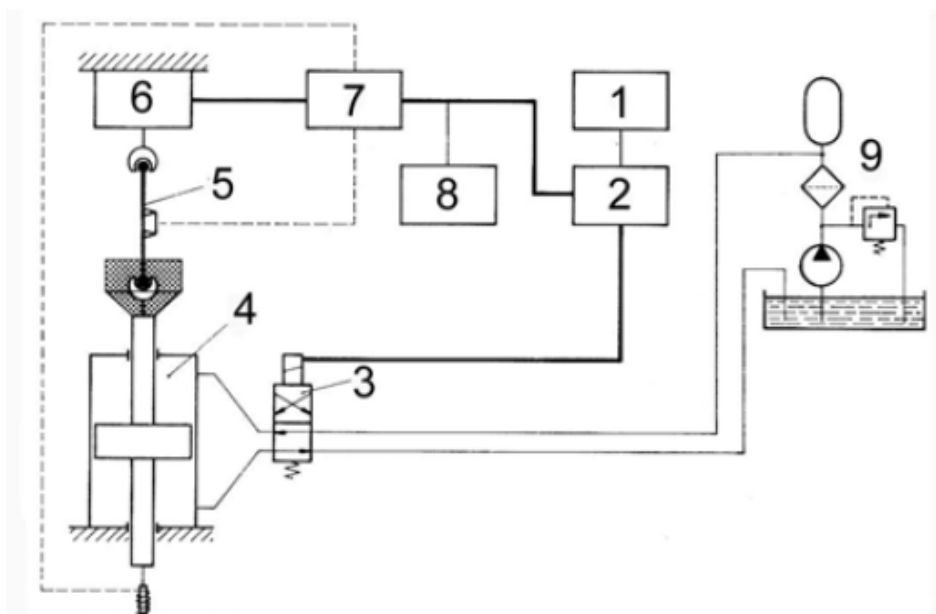


Рис.7.3. Основные элементы сервогидравлической испытательной машины: 1- генератор заданного значения; 2- контроллер; 3- сервоклапан; 4- актуатор; 5- образец; 6- динамометр; 7- нормализатор сигнала; 8- осциллограф; 9- энергоблок высокого давления

Сервогидравлическая машина работает следующим образом (рис.7.3). Поток масла, создаваемый энергетическим блоком с выходным давлением 210 или 280 бар, подводится через сервоклапан к актуатору двойного действия, который прикладывает заданную нагрузку к образцу. Актуатор, показанный снабжен гидростатическими подшипниками. Они имеют некоторые преимущества по сравнению с подшипниками скольжения: отсутствие трения, которое может мешать системе управления, способность воспринимать без износа высокие боковые нагрузки, самоцентрирование при действии боковых нагрузок.

Сигнал обратной связи, измеряется либо как нагрузка с помощью электронного динамометра (управление по нагрузке), либо как деформация с помощью экстензометра на образце (управление по деформации), либо как перемещение с помощью дифференциального преобразователя, встроенного в шток поршня (управление по перемещению).

Измеренное значение сравнивается с заданным значением. Разность между измеренным значением и заданным значением, сигнал ошибки, усиливаются в сервоконтроллере и вырабатывают корректирующий сигнал, который используется для привода сервоклапана. Вся система известна как замкнутый контур управления.

Наиболее полное использование всех возможностей сервогидравлической усталостной испытательной машины или системы возможно лишь при наличии управляющего компьютера. Компьютер служит как для сбора данных, так и для управления испытаниями.

Сервогидравлические машины используются также для двух- или многоосных усталостных испытаний.

Сервогидравлическая испытательная машина с программируемым управлением в лаборатории кафедры конструкции летательных аппаратов Национального авиационного университета показана на фото (рис.7.4).



Рис.7.4. Сервогидравлическая испытательная машина в лаборатории кафедры конструкции летательных аппаратов Национального авиационного университета

Форма и размеры образцов, предназначенных для определения характеристик выносливости различных металлов и сплавов, регламентированы стандартами. Один из таких образцов показан на рис.7.5.

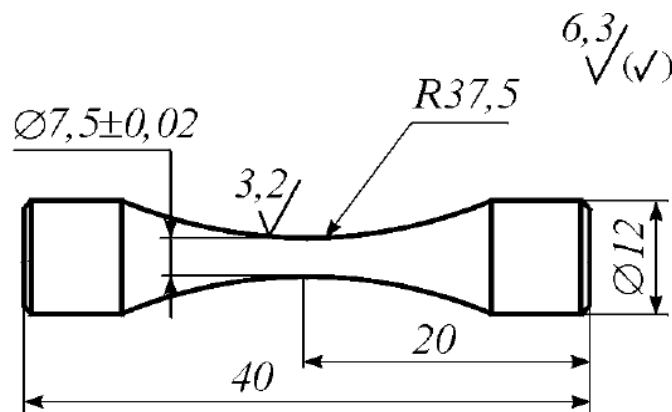


Рис.7.5. Образец для усталостных испытаний

Образцы состоят из рабочей части и утолщенных головок, предназначенных для закрепления образцов в захватах испытательных машин. Рабочая часть образцов представляет собой стержень круглого ($d = 5 \dots 25$ мм) или прямоугольного (толщина h

$\approx 3 \dots 10$ мм, ширина $b = 15 \dots 30$ мм) сечений с полированной поверхностью (рис.7.5).

Ряд образцов для усталостных испытаний, используемых в исследованиях Национального авиационного университета, показан на рис.7.6 – 7.8.

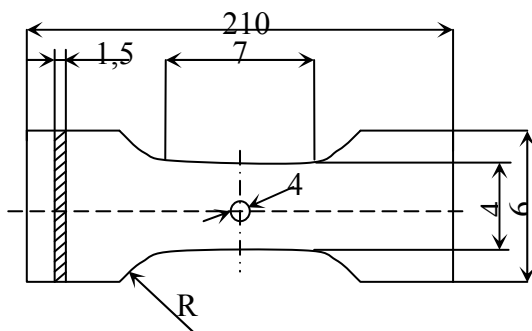
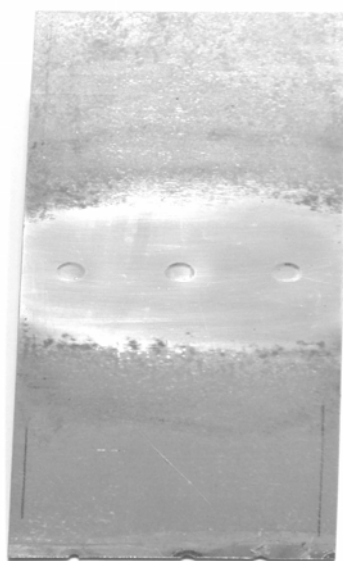
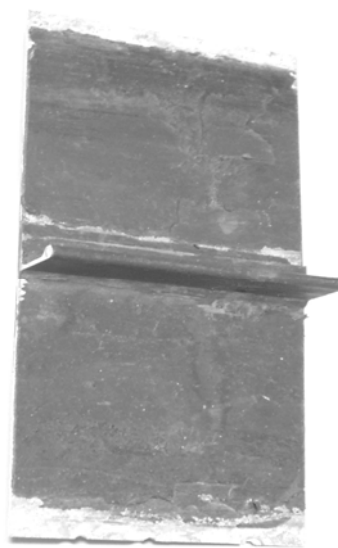


Рис.7.6. Стандартный образец для усталостных испытаний

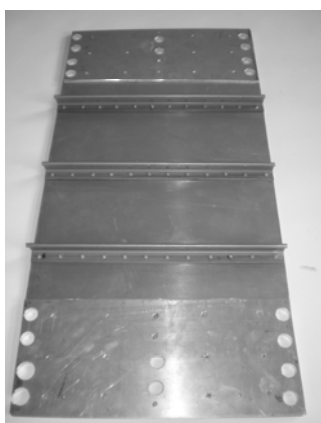


a

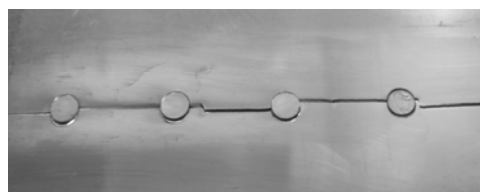


б

Рис.7.7. Конструктивный элемент, препарированный из обшивки фюзеляжа самолета Ан-24: *a* – внешняя поверхность; *б* – внутренняя поверхность



a



б

Рис.7.8. Образец многорядного заклепочного соединения: *a* – внутренняя поверхность; *б* – усталостная трещина в образце заклепочного соединения

Для оценки накопленного усталостного повреждения в условиях действия многоосного нагружения разработано значительное число теорий и методов. Прогноз долговечности в таких условиях значительно улучшается благодаря точной оценке напряжённо-деформированного состояния, для чего эффективно используется метод конечных элементов (МКЭ). Однако, окончательное решение задачи прогнозирования невозможно без проведения усталостных испытаний. Образец, позволяющий моделировать двухосное нагружение показан на рис.7.9.

Кроме стандартных испытаний на усталость проводятся специальные испытания, например, коррозионно-усталостные.

Для коррозионной усталости характерным признаком является отсутствие предела усталостной прочности, т. е. с увеличением числа циклов нагружения напряжения разрушения монотонно уменьшаются. Поэтому для характеристики коррозионно-усталостной прочности металлов обычно используют такое понятие, как условный предел коррозионно-усталостной прочности, т. е. максимальную величину циклического напряжения, которое не вызывает разрушения при заданном конечном числе циклов нагружения.

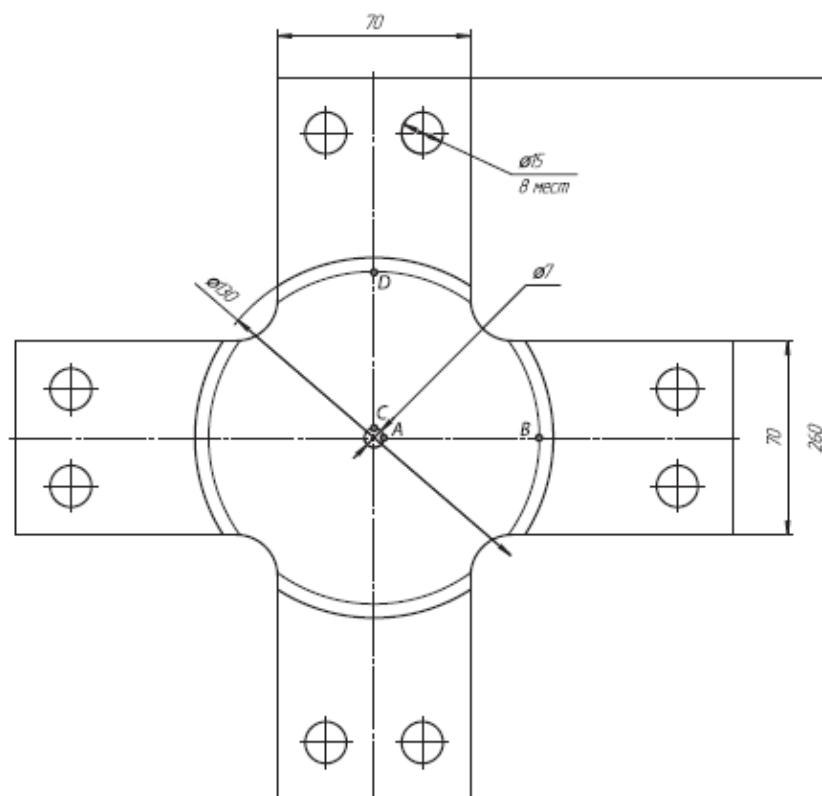


Рис. 7.9. Крестообразный образец для двухосных испытаний

В качестве коррозионной среды при проведении коррозионно-усталостных испытаний чаще всего применяется 3 % раствор NaCl, в который помещают циклически нагружаемые образцы.

7.3. Натурные испытания авиационных конструкций на прочность и усталость

Моделирование нагруженности планера самолёта в стендовых ресурсных испытаниях натуральных самолётов и их агрегатов основывается на регистрации нагруженности самолётов, близких по летным и техническим характеристикам.

Спектр нагрузок самолёта в значительной степени зависит от условий эксплуатации, поэтому моделирование основывается на средних нагрузках.

Обычно эти данные представлены, как в виде циклограмм, так и в обработанном виде: в виде повторяемостей перегрузок в центре тяжести самолёта, в виде данных о динамических поправках по нагруженности отдельных агрегатов.

Программа испытаний должна отражать все этапы типового полета, т.е. включать нагрузки, возникающие:

- при выполнении маневров;
- при изменении тяги двигателей, использовании тормозов, механизации;
- при изменении давления в гермокабине;
- при воздушных порывах;
- вследствие неровностей аэродрома;

Обычно блок программы испытаний моделирует типовой полет. Продолжительность прохождения блока программы в сравнении с продолжительностью типового полета сокращается в 8-12 раз за счет исключения интервалов, в которых на воздушное судно действуют невысокие нагрузки, не вызывающие усталостного повреждения.

На рис.7.10 показана программа блока испытаний фюзеляжа самолета А-300. Продолжительность типового полета 65 мин.; высота 8840 м; число Маха 0,6.

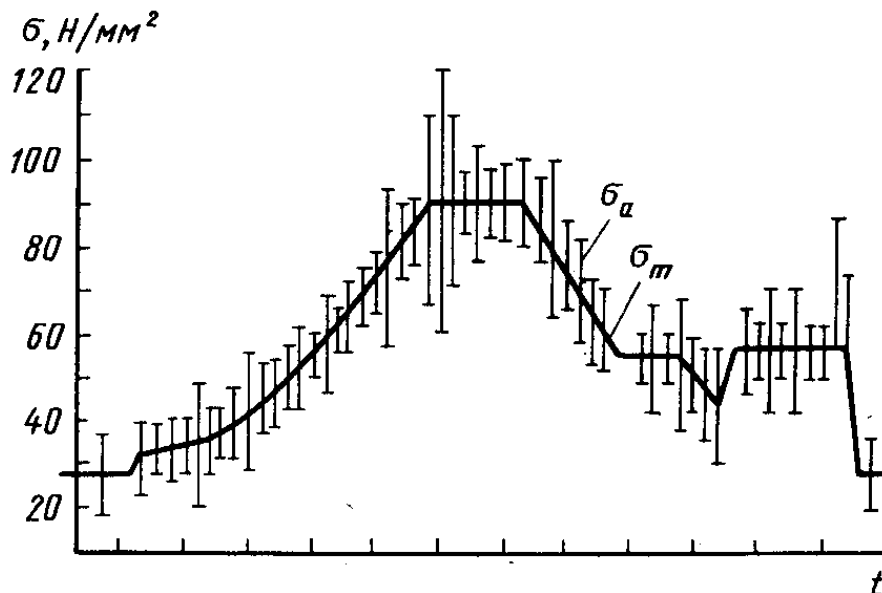


Рис.7.10. Программа нагружения фюзеляжа самолета А-300

Объём испытаний в современных условиях уже не определяется коэффициентом надежности, как это принималось ранее при использовании принципа безопасного ресурса (Safe Life), а определяется вероятностью необнаружения регламентированного повреждения на элементах конструкции планера самолёта при осмотрах

конструкции в соответствии с принципом допустимого повреждения (Damage Tolerance).

Ресурсные испытания при нагрузках, максимально приближенных к эксплуатационным, должны соответствовать минимум двум эксплуатационным ресурсам, после чего проводятся испытания на остаточную прочность при максимальных эксплуатационных нагрузках с нанесением регламентированных повреждений специальным образом. Эта последовательность заложена практически во все современные авиационные правила.

Стенд для натурных испытаний является сложным инженерным сооружением, включающим нагружающие устройства, силоизмерители, тензодатчики, компьютеризованные устройства нагружения и мониторинга нагруженности (рис.7.11.).



Рис.7.11. Натурные статические испытания самолета A350 XWB

В таблице 7.2 приведены данные о продолжительности натурных испытаний, а таблица 7.3 иллюстрирует существенное увели-

чение ресурса воздушных судов, достигнутое благодаря информации, полученной в ходе стендовых натуральных испытаний.

Таблица 7.2.

Продолжительность натуральных испытаний самолетов Boeing

Самолет	Число циклов нагружения	Способ нагружения
Boeing 707	50 000	Испытания фюзеляжа в бассейне
Boeing 727	60 000	Испытания всей конструкции
Boeing 727	170 000	47 000 циклов эксплуатационного нагружения + 123 000 циклов нагружения избыточным давлением
Boeing 737	150 000	Испытания избыточным давлением и механическим способом
Boeing 737	129 000	59 000 циклов эксплуатационного нагружения + 70 000 циклов нагружения избыточным давлением
Boeing 737NG	225 000	Нагружение избыточным давлением
Boeing 777	120 000	Испытания всей конструкции

Таблица 7.3.

**Продление ресурса в результате проведения исследований
усталостной прочности**

Самолет	Назначенный ресурс			Расширенные показатели ресурса			Отношение расширенных показателей ресурса к назначенным		
	Полеты	Летные часы	Годы эксплуатации	Полеты	Летные часы	Годы эксплуатации	Полеты	Летные часы	Годы эксплуатации
АН-12	8000	20000	10	17000	50000	45	2,125	2,50	4,50
АН-24	20000	22000	20	42000	60000	40	2,10	2,72	2,00
ИЛ-18	10000	30000	20	21500	50000	42	2,15	1,66	2,10
ИЛ-62	7500	30000	20	8750	4500	25	1,16	1,50	1,25
ИЛ-76	10000	30000	20	8000	30000	30	0,80	1,00	1,50
Ту-134А	20000	30000	15	28000	45000	30	1,40	1,50	2,00
Ту-154В	15000	30000	15	18000	45000	25	1,20	1,50	1,66

В таблице 7.4 приведены характеристики стендовых испытаний самолета Boeing 777.

Таблица 7.4.

Характеристики стендовых испытаний агрегатов самолета Boeing 777.

Исследуемые агрегаты	Характеристика полетного цикла	Объем проведенных циклов	Средняя продолжит. цикла /продолж. испытаний	Кол-во каналов управления и измерения
Планер самолёта: фюзеляж, шасси, макет стабилизатора, крыло, предкрылки, закрылки, мотогондолы; Стабилизатор.	Каждый блок который содержал 5000 полетных циклов. Блок включал 5 типов полетных циклов, которые отличались степенью усталостной повреждаемости и частотой их повторения в блоке.	100000 полетов, 1,5 часа каждый, что соответствует двум проектным ресурсам. Далее испытания на трещиностойкость до 120000 лабораторных полетов.	4 минуты/ 24 месяца непрерывн. испытаний	100 активных каналов следающего нагружения, 1200 тензодатчиков.

Таким образом, ресурсные испытания конструкционных материалов, конструктивных элементов и полномасштабные (натурные) испытания конструкций воздушных судов являются необходимой составляющей мероприятий по обеспечению безопасной эксплуатации при длительном экономически выгодном ресурсе.

8. КОНТРОЛЬ УСТАЛОСТНОЙ ПОВРЕЖДЕННОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

8.1 Методы и средства неразрушающего контроля

Вполне очевидно, что относительно длинные трещины в деталях могут быть идентифицированы с достаточно высокой вероятностью, а обнаружение малоразмерных дефектов является проблемным. В этой связи практическая реализация принципов безопасности повреждений предусматривает:

- определение минимального размера трещины, который может быть обнаружен с использованием того или иного метода контроля;
- выбор эффективного метода неразрушающего контроля (НК) при инспекции конструкций;
- выбор длительности интервалов между инспекциями.

При оценке Технического состояния, прогнозировании ресурса конструкции и назначении длительности интервалов между осмотрами (включая период до первого осмотра) необходимо учитывать размерные параметры дефектов, присутствующих до эксплуатации или на ее начальном этапе. Для обоснования величины начальной трещины эти размерные параметры должны сопоставляться с техническими возможностями методов и средств НК.

Дефекты различных размерных уровней, присущих любой конструкции, можно представить в виде статистических распределений их размеров (рис. 8.1).

Материал, поступивший для изготовления детали, будет содержать очень малые несовершенства или дефекты сплошности, например, включения, трещины, поры, поверхностные щербинки, задиры и маркировки. Размеры таких исходных дефектов значительно ниже предела обнаружения при НК и достаточно малы для роста в условиях эксплуатации. Предполагается, что эти малые дефекты формируют базис поврежденности для распространяющихся усталостных трещин и характеризуются длиной единственной

трещины a_i которая является верхним пределом данного распределения.



Рис. 8.1. Схематическое представление характерных размеров дефектов в конструкциях при их изготовлении и эксплуатации

В процессе изготовления детали из-за возможных отклонений от технологических требований, сбоях оборудования, субъективных факторов и т.д. формируется система «производственных» дефектов, размеры которых неоднородны и могут быть описаны соответствующим распределением (рис. 8.1). Многие из этих дефектов обнаруживаются и устраняются в процессе контроля качества на производстве. Однако некоторые трещины могут быть не обнаруженными при контроле и являться источником усталостного разрушения в процессе эксплуатации. Самый большой размер таких трещин обозначается a_0 и принимается при проектировании как величина начальной длины усталостной трещины (initial crack size), на основании распространения которой оценивается соответствующий ресурс конструкции или периодичность ее осмотров в эксплуатации. Фактически это значение длины начальной трещины с позиций механики усталостного разрушения.

Самая большая длина трещины, которая может быть не обнаружена при проведении инспекции в эксплуатации, обозначается a_{NDI} . Данная размерная характеристика начального дефекта определяет длину трещины, которая должна обнаруживаться применяемым методом НК с вероятностью 0,9 при 95-процентном доверительном интервале. Эта величина и является начальным размером усталостной трещины с позиций контроля исчерпания ресурса в эксплуатации.

Таким образом, при выборе метода и средств НК для своевременного обнаружения усталостных повреждений в АК кроме стандартных факторов необходимо учитывать возможность идентификации трещин с пороговыми размерами a_0 и a_{NDI} .

Для контроля дефектности АК обычно используются восемь методов НК: визуальный, проникающих жидкостей, токовихревой, ультразвуковой, магнитопорошковый, рентгеновский, термографический и акустической эмиссии. В табл. 8.1 представлена краткая информация о некоторых, наиболее используемых в авиационной практике методах НК.

Таблица 8.1

Краткая характеристика и сравнение основных методов НК, используемых в авиации

Метод	Основы метода	Примечания
Визуальный	Использование возможностей невооруженного глаза, а также увеличительного стекла, зеркала, источника света	Только для легкодоступных мест
Проникающих жидкостей	Подкрашенная жидкость, наносимая на поверхность детали. Жидкость проникает в трещины, поверхность вытирается, а выходящая на поверхность жидкость выявляет трещину	Детали с неабсорбирующей поверхностью (поковки, сварные швы, отливки и др.). Наличие пор на поверхности может исказить результат инспекции

Продолжение табл. 8.1

Метод	Основы метода	Примечания
Магнитопорошковый	Жидкость, содержащая магнитные частицы. Детали, помещенные в магнитное поле, наблюдаются в ультрафиолетовом свете. Линии магнитных полей указывают на трещину	Только для магнитных материалов. Для выполнения инспекции детали должны быть демонтированы
Рентгеновский метод	Рентгеновские лучи, проходящие через структуру и оставляющие след в виде темных полос на рентгеновской пленке	Универсальность и чувствительность. Сложность обнаружения небольших дефектов на поверхности
Ультразвуковой	Высокочастотные волны в материале, генерируемые зондом (пьезоэлектрическим кристаллом). Волна отражается трещиной. Время между импульсом и отражением указывает на положение трещины	Универсальность. Разнообразие типов ультразвуковых импульсов
Вихревых токов	Возбуждение вихревых токов в металле электромагнитной катушкой и ответное генерирование тока в катушке. Наличие трещины оказывает влияние на индукцию	Низкая стоимость и простота применения. Малые размеры катушки. Высокая чувствительность
Акустической эмиссии	Измерение интенсивности волн, генерируемых материалом вследствие пластической деформации в кончике трещины	Контроль состояния в процессе нагружения. Возможность постоянного мониторинга. Сложность интерпретации

Остановимся на некоторых определяющих аспектах контроля дефектности АК с использованием метода визуальных инспекций.

В общем случае практически для всех методов контроля решение «дефект обнаружен» или «дефект не обнаружен» принимается оператором визуально. Однако визуальные осмотры интерпретируются как контроль, при котором оператор использует специальные оптические средства, например, средства оптического увеличения, эндоскопы, оптоэлектронные преобразователи и т.п. Необходимо отметить, что визуальный контроль является наиболее распространенным и наиболее экономичным из методов НК. Это дало основание принять визуальные методы в качестве основных при контроле целостности АК в эксплуатации в рамках концепции допустимых повреждений.

Однако визуальный контроль дает наименее надежные результаты в отношении размеров трещин, которые могут быть обнаружены. Это связано с человеческим фактором, так как эффективность визуального контроля в большой степени зависит от квалификации и внимания оператора.

С учетом возможностей визуального контроля и на основании данных об обнаружении дефектов другими методами НК, приняты нормативные требования относительно начального размера усталостной трещины. В практике обслуживания АТ в ВВС США оговаривается, что для стадии медленного роста трещины и критического конструктивного элемента, работоспособность которого определяется принципом безопасного разрушения (например, обшивка), минимальный размер начальной усталостной трещины из отверстий и вырезов составляет 0,05" (1,27 мм). Это значение относится как для сквозных дефектов в плоских деталях с толщиной, равной или меньшей 0,05", так и для глубины несквозных эллиптических трещин в плоских деталях толщиной более 0,05". Для других категорий деталей приняты большие размеры начальных трещин – от 0,125" до 0,25" (3,18...6,35 мм).

Следует отметить, что способность обнаружения дефектов определяется не только чувствительностью используемого метода НК, но и условиями проведения контроля, доступностью участков контроля, субъективными факторами персонала. Например, при

осмотрах легкодоступных мест АК квалифицированным персоналом при удовлетворительных внешних условиях можно оценить возможности того или иного метода НК по критерию минимально возможного размера надежно выявляемых трещин a_0 (табл. 8.2).

Однако далеко не все инспекции осуществляются в условиях, приближенных к идеальным. При разработке большинства программ дефектации АТ в эксплуатации для повышения достоверности контроля учитываются так называемые «полевые» условия – доступность контролируемых деталей, их положение, факторы внешней среды и т.д.

Таблица 8.2

Придельные значения размера трещин, достоверно обнаруживаемых различными методами НК

Метод НК и технология		Расположение дефекта	a_0 , мм
Токовихревой	ручной	Близко к поверхности	0,76...1,0
	полуавтоматический	Близко к поверхности	0,5...0,76
	автоматический	Близко к поверхности	0,13...0,25
Ультразвуковой	ручной	Под поверхностью	0,81...1,63
	автоматический	Под поверхностью	0,41...0,81
Проникающих жидкостей	ручной	На поверхности	0,81...1,63
	автоматический	На поверхности	0,41...0,81
Магнитопорошковый	ручной	Близко к поверхности	0,25...0,51

Более консервативная оценка возможностей методов НК в качестве характеристики их чувствительности к регистрации малоразмерных дефектов приведена в табл. 8.3.

Таблица 8.3

**Значения минимального размера обнаруживаемых трещин
(в мм) различными методами НК с учетом доступности объекта
контроля**

Метод НК	Доступность объекта контроля				
	иде- альная	хорошая	благопри- ятная	час- тичная	затруд- труд- ненная
Ультразвуко- вой	0,508	1,016	2,032	3,048	4,064
Проникающих жидкостей	0,762	1,524	3,048	4,572	6,096
Рентгеновский	1,524	3,048	6,096	9,144	12,19
Визуальный	2,54	5,08	10,16	15,24	20,32

Таким образом, реализация концепции безопасного повреждения АК в существенной степени определяется решением проблемы надежности обнаружения повреждений методами НК. Лабораторные исследования данной проблемы не учитывают реальные особенности регистрации повреждений при обслуживании АТ в «полевых» условиях, и их результаты не могут использоваться для оценки достоверности обнаружения дефектов. Из опыта эксплуатации самолетов семейства Boeing события пропуска дефектов за период полета могут в 20 - 50 раз превышать количество событий их регистрации при визуальном осмотре. В этой связи задача оценки надежности контроля дефектности авиационных конструкций является весьма актуальной.

8.2 Надежность обнаружения трещин

Событие обнаружения повреждения при эксплуатации парка ВС в общем случае зависит от совокупности следующих факторов: размера дефекта, количества дефектов по парку, количества и типа осмотров. Вероятность данного события определяется вероятностями трех независимых событий: вероятностью осмотра самолета

с повреждением – P_1 ; вероятностью осмотра детали, содержащей дефект – P_2 ; вероятностью обнаружения дефекта в детали – P_3 .

Для текущего осмотра детали, имеющей повреждение, вероятностью обнаружения P_3 является функцией длины трещины, вида инспекции (check level) и надежности метода контроля.

Вполне очевидно, что идентификация дефектов тем или иным методом НК является случайным событием. Вероятность этого события будет зависеть от многих факторов, среди которых выделим следующие:

а) объективные – технические и метрологические характеристики используемых средств и аппаратуры НК, методические аспекты проведения контроля, месторасположение дефектов и т.д.;

б) субъективные – возможности оператора надежно осуществлять контроль, его опыт, квалификация и т.д.;

в) размерные характеристики дефектов – чем больше линейный размер или площадь дефекта, тем с большей вероятностью он может быть обнаружен.

Совокупность данных факторов представляет собой систему НК, а ее надежность можно охарактеризовать различными показателями, важнейшим из которых является вероятность обнаружения дефекта с характерным размером a , который находится в поле действия дефектоскопа (вероятность P_3). В зарубежной практике НК такую вероятность (probability of detection) обычно обозначают как $POD(a)$.

Данный показатель надежности НК является определяющим при оценке работоспособности АК в рамках концепции допустимости повреждения. На основании $POD(a)$ формируется стратегия периодических осмотров АТ, вырабатываются управляющие решения относительно остаточного ресурса ответственных конструктивных элементов, оптимизируются показатели экономической эффективности эксплуатации.

В настоящее время существует целый ряд подходов к определению и трактовке $POD(a)$. Отметим, что статистической оценкой данного показателя обычно является отношение числа обнаружен-

ных (с применением определенной технологии НК) дефектов размера a к общему количеству дефектов данного размера в конструкции. Такая оценка может осуществляться для одного осмотра одним инспектором, либо на основании обобщения статистических данных по обширному числу осмотров, проводимых большой группой операторов. В качестве примера на рис. 8.2 представлены зависимости $POD(a)$ от размера трещины a , отнесенного к пороговому размеру a_{NDI} , для трех видов визуального контроля.

Не проводя подробный анализ проблемы получения и представления функции $POD(a)$, рассмотрим некоторые ее характерные особенности.

1. Зависимость $POD(a)$ неубывающая, что определяется логическим постулатом – чем больше размер трещины, тем с большей вероятностью такая трещина будет обнаруживаться.

2. Вероятность $POD(a)$ не является функцией распределения случайной величины a (размера дефекта), а определяет вероятность обнаружения трещины конкретной длины a . Вполне очевидно, что такая трещина при выбранном методе контроля может быть выявлена различными операторами с разной вероятностью.

Поэтому обнаруживаемый размер трещины a обычно выбирается как длина трещины с 50 %-ой вероятностью выявления. Часто применяют кривые $POD(a)$, соответствующие 95 %-ой вероятности обнаружения трещин заданной

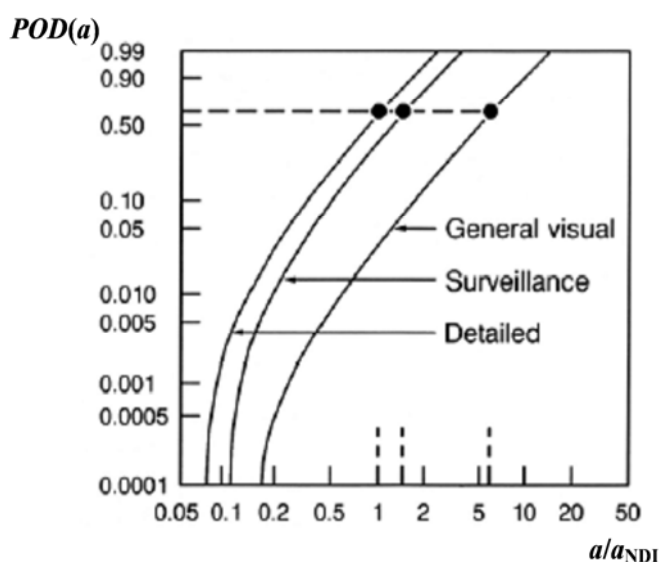


Рис. 8.2. Зависимости $POD(a)$ от относительного размера трещины для трех видов визуального контроля: тщательного (Detailed), обычного (Surveillance) и общего осмотра конструкции (General visual)

длины.

3. Существует такой пороговый размер трещины a_0 , что при $a \leq a_0$, $POD(a) = 0$.

4. Вероятность

$POD(a) \rightarrow 1$, но $POD(a) < 1$ даже для больших трещин – любая трещина может быть пропущена.

Для аппроксимации зависимости $POD(a)$ обычно используют функции того или иного распределения. Часто используется аппроксимация логарифмически нормальным распределением или трехпараметрическим распределением Вэйбула:

$$POD(a) = 1 - \exp\left(-\frac{a - a_0}{\lambda - a_0}\right)^\alpha,$$

где a_0 – пороговый размер трещины, который обнаруживается с вероятностью, близкой к нулю; α и λ – параметры, определяющие форму кривой.

Применяются модели «Probit» и «LogProbit», для которых, соответственно:

$$POD(a) = \Phi(\alpha + \beta a),$$
$$POD(a) = \Phi(\alpha + \beta \ln a),$$

где α и β – параметры аппроксимации; $\Phi(\cdot)$ – интеграл вероятности.

Однако наибольшее распространение получило представление функции $POD(a)$ по методике аппроксимации «hit/miss» данных (трещина обнаружена или не обнаружена). Согласно данной методике наиболее приемлемые функции двух видов для аппроксимации $POD(a)$ дает т.н. «log-odds» модель:

для линейного масштаба (linear scale):

$$POD(a) = \frac{\exp(\alpha + \beta \ln a)}{1 + \exp(\alpha + \beta \ln a)};$$

для логарифмического масштаба (log scale):

$$POD(a) = \frac{\alpha a^\beta}{1 + \alpha a^\beta},$$

где α и β – коэффициенты аппроксимации.

Вполне очевидно, что значения размеров дефектов в контролируемом объекте являются случайными величинами. Следовательно, статистический ансамбль дефектов в объекте контроля будет характеризоваться некоторой функцией распределения их размера $F(a)$. Так как $POD(a)$ задает вероятность обнаружения трещины фиксированной длины a , возникает задача по определению показателей надежности НК с учетом события обнаружения (пропуска) дефекта с размером, большим или меньшим по отношению к некоторому заданному значению. Такой характеристикой может являться вероятность $G_D(a)$ обнаружения трещины размером больше a , которая зависит от $POD(a)$ и определяется с учетом распределения длины трещин $F(a)$:

$$G_D(a) = \frac{1}{1 - F(a)} \int_a^{\infty} P_D(x) f(x) dx, \quad (8.1)$$

где $f(a)$ – плотность распределения длины трещин в конструкции до осмотра; x – переменная интегрирования.

Другим показателем надежности системы НК может выступать вероятность пропуска трещины с длиной, большей заданного значения. Так, при проведении осмотра с известной $POD(a)$ некоторые трещины в конструкции, распределение длины которых до осмотра описывалось плотностью $f(a)$, будут пропущены. Вероятность $H(a)$ наличия среди пропущенных дефектов трещины с длиной, превышающей или равной a , определяется на основании формулы полной вероятности:

$$H(a) = \int_a^{\infty} [1 - P_D(x)] f(x) dx. \quad (8.2)$$

Нетрудно убедиться, что формулы (9.1) и (8.2) связаны очевидным соотношением

$$H(a) = [1 - F(a)][1 - G_D(a)].$$

Расчет по формулам (8.1) и (8.2) возможен при наличии информации об априорном распределении длины трещин в объекте контроля, заданном плотностью $f(a)$ или функцией $F(a)$ распреде-

ления. В принципе, при тестировании средств НК, можно задаваться этим распределением, формируя на эталонных образцах систему дефектов с заранее заданными размерами. На практике о распределении длины трещин в объекте контроля можно судить только после проведения инспекции, т.е. по выявленным дефектам.

9. МОНИТОРИНГ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

9.1. Концепция SHM и пути ее реализации

При реализации принципа допустимости повреждения с целью обнаружения возможных дефектов предусматривается обоснование сроков периодических осмотров конструкции в эксплуатации. В этой связи эффективным способом обеспечения безопасности конструкции по условиям прочности является мониторинг ТС критических мест конструкции ВС в эксплуатации. Регистрация истории эксплуатационного нагружения, использование эффективных методологий контроля повреждений в режиме «on-line» и прогнозирования остаточного ресурса элементов конструкции позволит перейти к эксплуатации конкретного экземпляра ВС по фактическому ТС. Это обеспечит более полное использование ресурсных возможностей парка самолетов, увеличение коммерческого налета и снижение эксплуатационных расходов.

Методология оценки текущего ТС и прогнозирования индивидуального остаточного ресурса конструкции самолета в эксплуатации базируется на использовании текущей информации об объектах контроля, которая поступает из двух источников.

Во-первых, это данные текущего (оперативного) поиска дефектов в процессе эксплуатации. Контроль может быть дискретным (например, приуроченным к плановым профилактическим осмотрам), или непрерывным – мониторинг.

Во-вторых, это данные о нагрузках и других условиях взаимодействия объекта контроля с окружающей средой.

Общим условием для получения и обработки диагностической информации и информации об истории нагруженности объектов контроля является использование приборов НК, встроенных и внешних датчиков (сенсоров), систем для хранения и обработки данных, алгоритмов и программ для принятия решений.

Диагностическая информация при периодическом контроле, как правило, ограничена по объему и носит лишь косвенный характер. Как было показано в п. 8.2, существующие средства НК не

позволяют обнаружить все повреждения и трещины, которые в дальнейшем могут стать причиной предельных состояний. Имеется достаточно большая вероятность пропуска дефектов из-за несовершенства аппаратуры, небрежности оператора или недоступного расположения дефектов, использования необоснованной периодичности контроля. Например, если периодичность осмотров является несогласованной с временными параметрами зарождения и распространения усталостных трещин, это может привести к формированию дефектов критических размеров и, как следствие, к разрушению конструкции.

Применительно к выработке усталостного ресурса данные о режимах нагружения служат ценным дополнительным источником информации о ТС конструкции. На основании этих данных с использованием тех или иных расчетных моделей можно идентифицировать историю нагружения объекта контроля и степень накопленных им повреждений в эксплуатации. При сопоставлении результатов расчета поврежденности с диагностическими данными оцениваются параметры ТС объекта контроля, которые на предыдущих стадиях не были идентифицированы с достаточной точностью.

Таким образом, два источника информации – диагностические данные о состоянии объекта и данные об истории его нагружения – оказываются тесно связанными и взаимно зависимыми. Решение проблемы получения такой информации, ее обработки и принятия решений о стратегии технического обслуживания (ТО) индивидуального образца ВС, а также прогнозирование его остаточного ресурса должно реализовываться в рамках комплексных интеллектуальных систем мониторинга жизненного цикла ВС. К разновидности таких систем относятся бортовые *системы непрерывного контроля ТС* – системы *Structural Health Monitoring* (SHM).

В последние два десятилетия стали разрабатываться и широко внедряются автоматизированные системы мониторинга ТС машин и конструкций – технологии SHM. Под SHM понимается *непрерывный и автономный контроль повреждений, нагруженности, взаимодействия элементов конструкций с окружающей средой, экологических параметров посредством постоянно прикрепленных или*

встроенных систем датчиков (сенсоров), обеспечивающих целостность конструкции.

В 2007 году создано Международное аэрокосмическое объединение SHM-AISC (Aerospace Industry Steering Committee), которое занимается координацией работ по разработке и внедрению автоматизированных бортовых систем контроля целостности конструкций самолетов и многоразовых космических аппаратов с использованием сетей встроенных датчиков-сенсоров. В международный совет управления SHM-AISC входят такие компании и организации как Airbus, Boeing, BAE Systems, Embraer, Honeywell, Авиационные администрации США и Европы, научные лаборатории вооруженных сил США, NASA, ведущих университетов.

В 90-ых годах прошлого столетия в компании Airbus с целью повышения показателей прочности, надежности и долговечности АК, сокращения времени простоя самолетов и затрат на их ТО приступили к разработке общих подходов к созданию системы SHM для ВС в рамках «философии интеллектуальной авиационной конструкции».

Функционирование систем SHM предполагает установку различных типов датчиков на элементы конструкции с целью определения влияния физического (влажность и температура окружающей среды) и силового (статические и динамические нагрузки) воздействий на их прочность и долговечность. Конечной целью этих разработок является создание системы, аналогичной нервной системе человека (рис. 9.1), которая, помимо выявления дефектов и неисправностей, должна адекватно реагировать на их наличие и выдавать соответствующие рекомендации обслуживающему персоналу.

В современных авиационных SHM-системах применяются датчики-сенсоры, основанных на регистрации различных физических процессов – реакции материала на повреждающие воздействия. Такие датчики, по классификации Airbus, относятся к пассивным или офлайн-датчикам. Наибольшее распространение получили датчики-сенсоры акустической эмиссии, оптоволоконные датчики (решетки Брэгга), регистраторы волн Лэмба, акустические ультразвуковые датчики.



Рис. 9.1. Схематическое представление системы сенсоров в конструкции самолета в виде нервной системы человека

Стратегия Airbus предусматривает создание SHM за несколько этапов, соответствующих поколениям системы.

На первом этапе (нулевое и первое поколение) SHM будет использоваться при тестировании конструкций, их обслуживании и восстановлении.

Системы SHM нулевого поколения в настоящее время широко используются при наземных испытаниях ВС. В качестве примера можно привести систему SHM на самолете A380, которая применялась при выполнении его сертификационных испытаний.

Следующий этап развития систем SHM (второе и третье поколение) характеризуется использованием офлайн-датчиков, информация с которых снимается после полета или при выполнении ТО. При обеспечении должного уровня надежности датчиков планируется осуществление перехода на онлайн-датчики, регистрирующие и передающие информацию во время полета. Полная интеграция систем SHM с бортовой вычислительной и управляющей системой ВС означает переход к третьему, заключительному поколению.

Ожидается, что системы SHM будут использоваться и для разработки новых концепций конструирования самолетов, что обеспечит сокращение веса металлических и композитных конструкций на 15 %.

В связи с тем, что усталостное разрушение является наиболее существенным эксплуатационным повреждением, при контроле ТС

ВС в эксплуатации особое место занимает проблема мониторинга выработки усталостного ресурса наиболее ответственных (критических) элементов конструкции.

Для контроля исчерпания несущей способности конструкций в условиях эксплуатационного циклического нагружения применяются так называемые сенсоры усталости, воспринимающие эксплуатационный спектр нагрузок, что приводит к изменению значений параметров их состояния.

Диагностическими параметрами могут быть: электрическое сопротивление, магнитная проницаемость, показатели внутреннего трения в материале и др. Однако, общим характерным недостатком этих методов является отсутствие полной идентичности процессов накопления усталостных повреждений в датчике и конструкции. Поэтому все указанные разработки целесообразно использовать как датчики истории нагружения. Оценка же усталостного повреждения по параметрам состояния таких датчиков может быть получена только при наличии значительного объема экспериментальных данных по усталости конкретного материала.

Линейный сумматор усталостных относительных повреждений представляет собой систему регистрации процесса изменения перегрузки в центре тяжести или деформации в каком-либо силовом элементе и вычисления на этой основе линейной суммы относительных повреждений: $D = \sum n_i / N_i$.

Одной из первых разработок в направлении создания сенсоров усталости были так называемые **индикаторы усталости**, представлявшие собой пластинки материала с концентратором напряжений. Совпадение усталостных кривых индикатора и силового элемента добиваются выбором соответственных геометрических параметров концентратора.

Индикаторы наклеиваются на силовой элемент и нагружаются вместе с ним при эксплуатации самолета. В одном и том же сечении крыла устанавливаются несколько индикаторов. Так как усталостные кривые индикатора и соответственного сечения крыла совпадают, то регистрируемая долговечность n индикаторов принимается в качестве долговечности n крыльев. Точность оценки параметров распределения долговечности с увеличением числа на-

блюдений увеличивается. Опережающее разрушение может быть достигнуто нагружением индикаторов в режиме, близком к эксплуатационному до его установки на крыло, либо после снятия индикатора с крыла после некоторой эксплуатационной наработки и определением его остаточной долговечности при усталостных испытаниях в лаборатории.

Эквивалентные образцы представляют собой фрагменты конструкции или образцы, изготовленные из силовых элементов самолета с наработкой в эксплуатации. Так как можно изготовить несколько таких образцов из одного крыла, то за счет увеличения числа наблюдений добиваются большей точности оценки параметров распределения долговечности.

Параметрические индикаторы усталости регистрируют некоторые физические параметры материала, изменяющиеся по мере накопления усталостных повреждений: электрическое сопротивление, рельеф поверхности предварительно отполированного образца, частоту собственных колебаний и т.д. Полученные оценки могут быть использованы для коррекции индивидуального ресурса и периодичности осмотров.

Наиболее успешным является использование индикаторов усталости, моделирующих процессы разрушения, например сопротивление материала росту усталостных трещин. Используется специальное приспособление – индикатор роста усталостных трещин, состоящий из чувствительного элемента и системы его крепления к исследуемой конструкции (рис.9.2). Чувствительный элемент в полете воспринимает усилия, пропорциональные нагруженности контролируемой детали. Под их действием происходит рост предварительно инициированной одной или нескольких усталостных трещин в чувствительном элементе, что и составляет основную информацию о сопротивлении материала росту усталостных трещин под действием эксплуатационных нагрузок.

Методика практического применения индикатора роста усталостных трещин отрабатывалась при летных экспериментах на самолетах Ан-24 и Ан-26. Индикаторы устанавливались в зоне заднего лонжерона и закреплялись с помощью болтов к лонжерону нижней технологической панели.

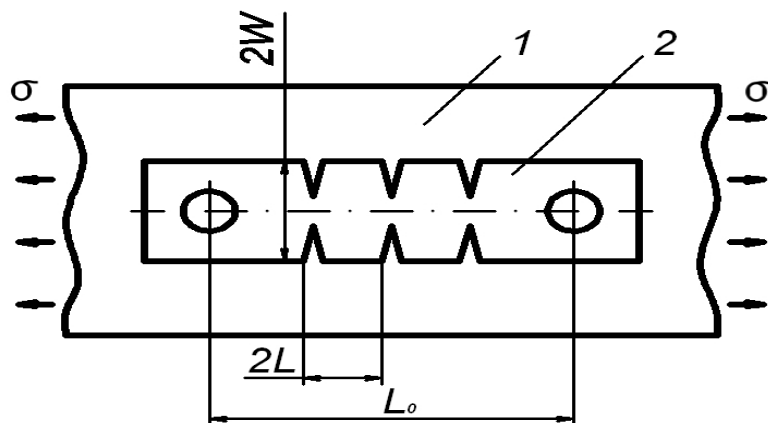


Рис.9.2. Индикатор роста усталостных трещин:
1 – элемент конструкции; 2 – индикатор

Индикаторы усталости подобного типа также проходили испытания и на крыле транспортного самолета.

Индикаторы усталости могут применяться и для определения скорости развития повреждений в конструкции. Во время эксплуатации необходимо периодически осматривать образец-свидетель. Для определения скорости развития повреждений в элементе конструкции и для прогнозирования развития повреждений после заданной наработки сравнивается состояние элемента конструкции и состояние образца-свидетеля.

Существенной методической проблемой при использовании индикаторов усталости является обоснование их размеров и формы. Обычно это осуществляется расчетным путем с последующим экспериментальным подтверждением.

Для экспериментальной проверки могут изготавливаться модельные образцы конструкции. Эти образцы представляют собой аналоги типичных участков конструкции каркаса, например, в зоне конца стрингера (рис.9.3). Результаты испытания образцов на выносливость (до появления трещины длиной 1мм) принимались как исходные для подбора индикаторов. При циклическом нагружении, близком к эксплуатационному, средняя долговечность образцов составляла 141400 циклов.

Концентраторы индикаторов располагались в непосредственной близости от зоны развития усталостного повреждения модели (се-

чение А– А на рис.9.3). Этим обеспечивалась эквивалентность напряжений в индикаторе и в модели.

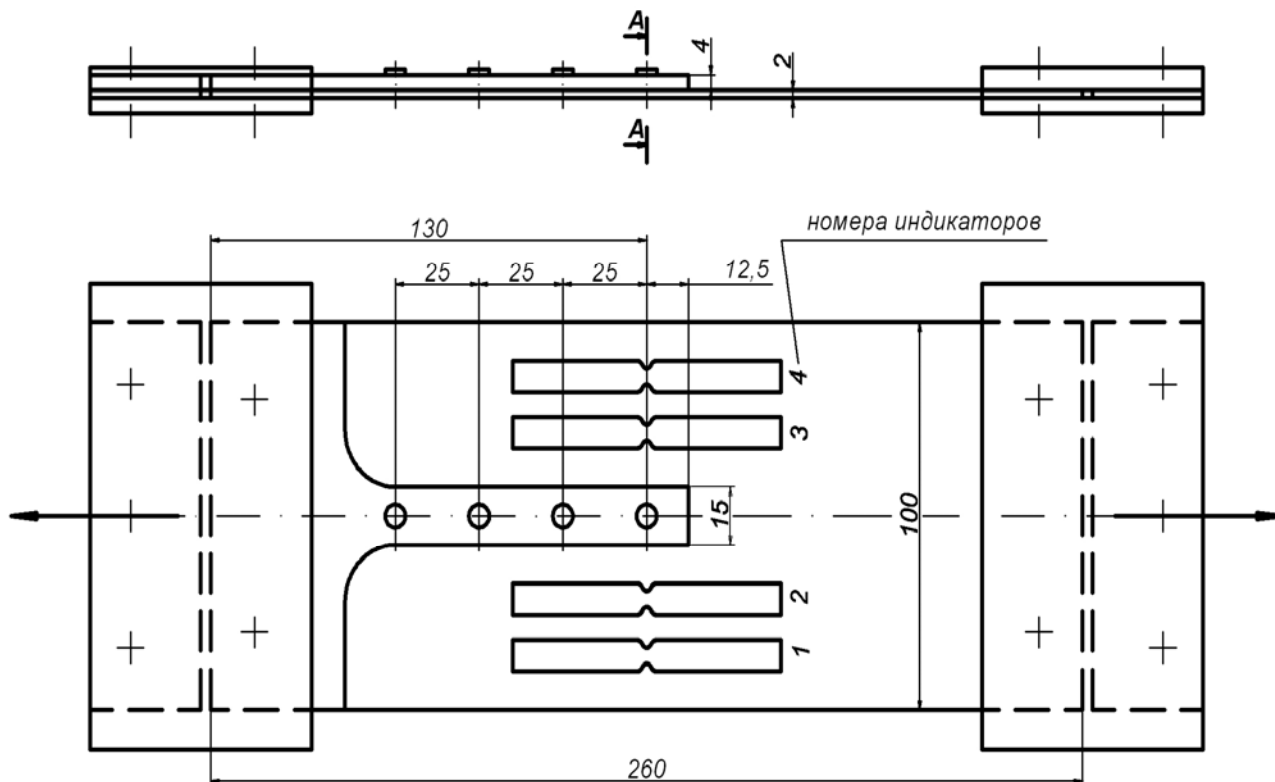


Рис. 9.3. Схема модели конструкции с индикаторами усталости

Экспериментальная проверка приемлемости методики подбора индикаторов для образца в конструкции показала, что усталостные характеристики индикатора, подобранного расчетным путем, достаточно хорошо совпадают с усталостными характеристиками модельных образцов конструкций в широком диапазоне нагрузок.

Доказана и возможность оценки усталостного повреждения композиционных материалов с помощью оптико-волоконного сенсора, встроенного в структуру материала на стадии его производства.

Рассматривалась возможность определения накопленного усталостного повреждения с помощью сенсоров из тонких фольг, например, $Ag_{50} Zn_{50}$, $CuAu$, $Cu_3 Au$, $Ag_{54} Zn_{46}$, $Ag_{50} Cd_{50}$, $CuAu$ или $Cu_3 Au$, которые меняет цвет под влиянием повторного нагружения.

Известен метод, согласно которому для индикации усталости используется регистрация изменения рассеивания лазерного луча, что связано с формированием на поверхности металла полос скольжения. Этот метод использовался для контроля состояния поверхности стальных конструкций.

Имеются предложения по использованию датчиков усталости на принципе регистрации изменения электрического сопротивления чувствительных элементов. Конструктивно такие датчики выполняются в виде тензорезисторов, которые наклеиваются в инспектируемых зонах конструкций. Материалом тензометрических датчиков усталости могут быть константан, тройной сплав висмута, теллура и сурьмы, нихром, полупроводниковый кремний, а также материал, из которого изготовлена деталь конструкции.

Ряд приспособлений для определения накопленных повреждений конструкций основан на использовании чувствительных элементов, которые разрушаются в процессе эксплуатации конструкции.

Разработаны также датчики усталости с цветовой индикацией специальных пленок.

Один из способов контроля усталости материала предусматривает измерение интенсивности зеркального отображения наблюдаемого участка поверхности объекта. Разработаны сенсоры усталости, функционирующие на принципе изменения шероховатости поверхности в процессе циклического нагружения.

Следует отметить, что состояние поверхности несет обширную диагностическую информацию об усталостном повреждении металлических материалов. Эта идея является ключевой в способах мониторинга усталостного повреждения, которые разрабатываются в Национальном авиационном университете.

Мониторинг усталости в соответствии с разработанными методами выполняется тремя способами: а) прямым контролем состояния поверхности элементов конструкции, если свойства конструкционного материала обеспечивают формирование деформационного рельефа (экструзий, интрузий, полос скольжения), обнаруживаемое с помощью оптической микроскопии; б) контролем состояния фольговых монокристаллических и поликристаллических сен-

соров, наклеиваемых на исследуемый элемент конструкции по всей их поверхности; в) контролем состояния поверхности сенсоров усталости с точечным их креплением, особенностью которых является возможность оптимизации чувствительности подбором геометрии.

Оценка накопленного усталостного повреждения путем прямого контроля состояния поверхности основывается на возможности количественной оценки деформационного рельефа на поверхности ряда конструкционных материалов, в том числе плакированных алюминиевых сплавов. Многочисленными исследованиями доказана связь между накопленным повреждением и насыщенностью деформационного рельефа. На рис.9.4 представлен график изменения насыщенности рельефа, выраженной через соответствующий параметр (отношение площади поверхности с признаками рельефа к общей контролируемой поверхности на контролируемом участке) в процессе циклического нагружения.

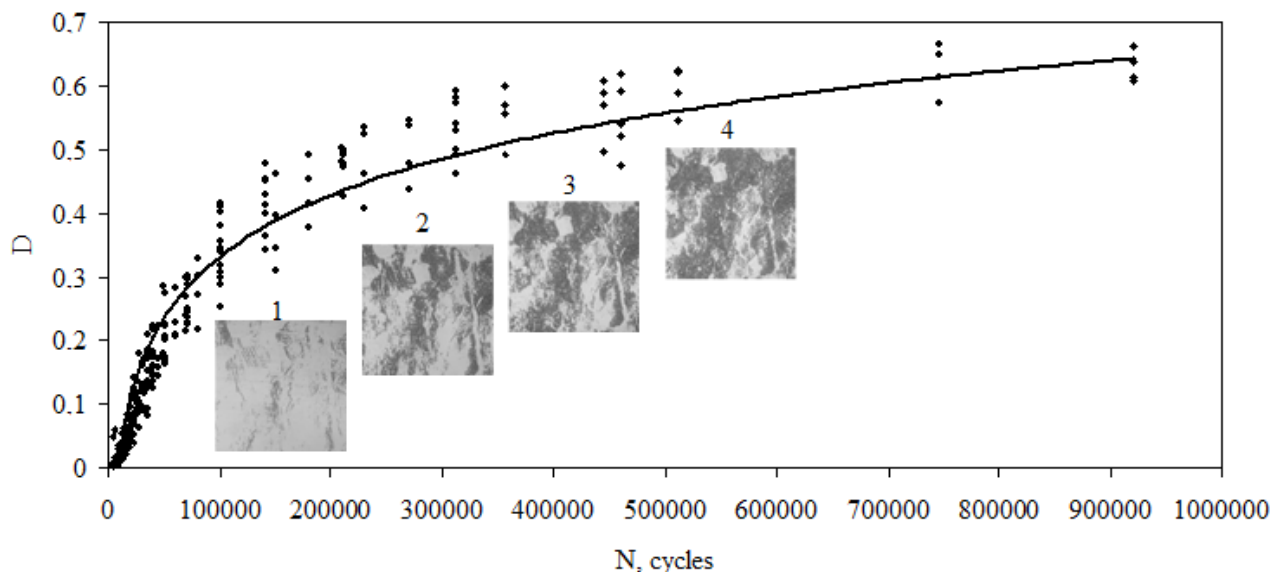


Рис. 9.4. Эволюция насыщенности деформационного рельефа в процессе циклического нагружения.

В основе применения монокристаллических сенсоров – доказанная связь между плотностью полос скольжения на поверхности монокристаллов и накопленным усталостным повреждением.

Еще одним способом мониторинга усталости, основанном на количественной оценке деформационного рельефа является приме

нение сенсоров с эффектом усиления локальной деформации, что необходимо для расширения областей применения таких сенсоров. Локальное повышение уровня деформаций в сенсоре достигается его специальной конфигурацией. Необходимое перераспределение деформаций обеспечивается разницей жесткостей сечений при общей деформации сенсора усталости, соответствующей деформации элемента конструкции. Дифференциация жесткости достигается назначением необходимых размеров рабочих сечений.

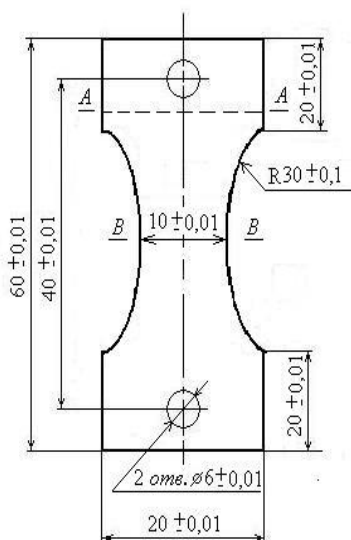


Рис.9.5. Базовая версия образца-свидетеля усталостного повреждения с эффектом усиления деформации

Базовая схема сенсора усталости с эффектом усиления деформации, изготовленного из алюминиевого сплава Д16АТ, показана на рис.9.5.

Сенсоры усталости должны устанавливаться на критических элементах конструкции, например на лонжеронах крыла (рис.9.6).

Место установки сенсора

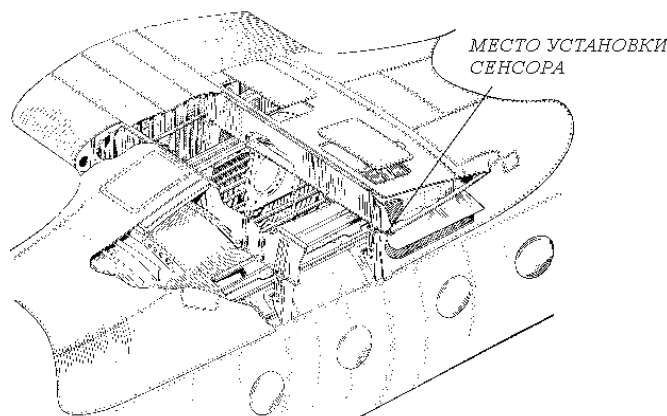


Рис.9.6. Место крепления сенсора усталости в конструкции регионального самолета

Продолжение работ в данном направлении приведет к созданию специальных систем для хранения и обработки данных, алгоритмов и программ для принятия решений, т.е. к практической реализации принципов SHM.

Навчальне видання

ІГНАТОВИЧ Сергій Ромуальдович
КАРУСКЕВИЧ Михайло Віталійович
МАСЛАК Тетяна Петрівна
ЮЦКЕВИЧ Святослав Сергійович

РЕСУРС ТА ДОВГОВІЧНІСТЬ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Навчальний посібник

Технічний редактор
Коректори
Комп'ютерна верстка

Подп. к печати __. __. __. Формат 60×84/16. Бумага офс.
Офс. печать. Усл. печат. лист. _____. Уч.-изд. лист. _____.
Тираж 100 экз. Заказ № _____

Видавництво НАУ
03680, м. Київ – 680, проспект Космонавта Комарова, 1
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002